航空事故調査報告書
日本航空株式会社所属
ダグラス式ＭＤ－１１型ＪＡ８５８０
三重県志摩半島上空
平成９年６月８日

平成１１年１２月２日
航空事故調査委員会議決
委員長　相原康彦
委　員　勝野良平
委　員　加藤　晋
委　員　水町守志
委　員　山根皓三郎

１　航空事故調査の経過

１．１　航空事故の概要

日本航空株式会社所属ダグラス式ＭＤ－１１型ＪＡ８５８０は、平成９年６月８日、同社の定期７０６便（香港啓徳国際空港－名古屋空港）として、香港啓徳国際空港を離陸し、飛行計画にしたがって飛行を継続したが、名古屋空港へ着陸のため降下中、１９時４８分（日本標準時：ＪＳＴ）ごろ、三重県志摩半島上空、高度約１７，０００ｆｔ（約５，１００ｍ）において、機体の急激な動揺により、乗客及び客室乗務員が負傷した。

同機には、乗客１６９名及び乗務員１１名計１８０名が搭乗していたが、乗客１名及び客室乗務員３名が重傷を負い、乗客４名及び客室乗務員４名が軽傷を負った。

同機は、機体が動揺した際、機内の一部が小破した。

１．２　航空事故調査の概要

1.2.1　調査組織

1.2.1.1　航空事故調査委員会は、平成９年６月９日、本事故の調査を担当する主管調査官ほか３名の航空事故調査官を指名した。その後、１名の航空事故調査官を追加した。

1.2.1.2　本事故に関し、専門的事項の調査のため、次の３名の専門委員が任命された。

(1)　飛行特性に関する調査

航空宇宙技術研究所飛行実験部長　　坂東俊夫

（平成９年６月２３日任命）

航空宇宙技術研究所飛行実験部耐擾乱飛行研究室　　又吉直樹

（平成９年６月２３日任命）

(2)　気象に関する調査

防衛大学校地球科学科教授　理学博士　　原田　朗

（平成１０年３月２０日任命）

1.2.1.3　事故機の設計・製造国であるアメリカ合衆国から、代表が事実調査に参加した。

1.2.2　調査の実施時期

平成９年６月９日～平成９年６月11日	事故現場の調査及び口述聴取
平成９年６月17日	口述聴取（補足）
平成９年６月９日～平成10年７月30日	ＤＦＤＲ及びＡＤＡＳ記録の解析
平成９年７月20日～平成９年７月28日	専門委員等のアメリカ合衆国派遣
平成10年２月11日～平成10年２月15日	専門委員等のアメリカ合衆国派遣
平成10年３月17日	口述聴取（補足）

1.2.3　原因関係者からの意見聴取

意見聴取を行った。

1.2.4　報告、公表等

平成９年９月５日、その時点までの事実調査結果に基づき、運輸大臣に対して経過報告を行うとともに、当面改善すべき事項について建議し、公表した。

また、平成１１年３月５日、航空機が運航中に動揺して搭乗者が負傷した諸事例に鑑み、シート・ベルトの常時着用の促進について、建議を行った。（別添１１－１参照）

2　認定した事実

2.1　飛行の経過

2.1.1　ＤＦＤＲ記録、管制交信記録等による飛行の経過

平成９年６月８日、日本航空株式会社所属ダグラス式ＭＤ－１１型ＪＡ８５８０は、同社の定期７０６便として香港啓徳国際空港を０７時３８分協定世界時（日本標準時１６時３８分）（以下特に示さない限り、時刻は日本標準時で記す。）に離陸した。

香港啓徳国際空港事務所に提出された同機の飛行計画は、次のとおりであった。

飛行方式：計器飛行方式、出発飛行場：香港啓徳国際空港、巡航速度：４８０kt（ＴＡＳ：真対気速度）、巡航高度：ＦＬ３７０、経路：Ｇ５８１　ＴＡＰＯＰ　Ａ５９７　ＫＥＣ　Ｖ５２　ＸＭＣ　ＫＣＣ、目的飛行場：名古屋空港、所要時間：３時間２７分、代替飛行場：関西国際空港

その後の主要な飛行経過は、ＤＦＤＲ記録、管制交信記録等によれば、次のとおりであった。

１６時５９分ごろ、同機は、ＦＬ３７０に達した。

同機は、ＦＬ３７０で巡航を続け、１９時３４分ごろ、ＦＬ２９０へ降下を開始した。

１９時４１分ごろ、同機は、東京コントロールに対し、「ＦＬ２９０に近づいており、更に高度を下げたい。」旨を要求した。これに対して、東京コントロールは、しばらく待つよう、「スタンバイ。」を指示し、同機はこれを了解した。

１９時４２分ごろ、同機は、ＦＬ２９０に到達し、水平飛行に移行した。

１９時４４分ごろ、東京コントロールは、同機に対し、交信周波数を１２５.７MHzに変更するよう指示した。これを受けて、同機は、周波数を変更するとともに、東京コントロールに対して降下の要求を再度行った。これに対し、東京コントロールは、同機に「高度９,０００ftに降下し、その高度を維持すること及び河和ＶＯＲＴＡＣ（ＸＭＣ）上空を高度９,０００ftで通過すること。」を指示した。

１９時４５分ごろ、同機は、降下を開始した。

同４５分５２秒、同機は、高度２６,０００ftを通過した。

同４６分１０秒、同機は、高度２５,０００ftを通過した。

降下の途中からＣＡＳが増加し始め、一時最大運用限界速度（V_{MO}）を超えて１９時４８分２５秒に最大の３６８ktに達した。

１９時４８分２６秒ごろ、高度約１６,７００ft付近で自動操縦装置がディ

スコネクトした。その付近から、機体は急激に大きなピッチ・アップ状態となり、約１５秒間に、振幅の大きなピッチ変動が合計５回継続し、機体の重心付近の垂直加速度のプラス側とマイナス側のピーク値は、プラス側が２．８Ｇ、マイナス側が－０．５Ｇとなった。

この間の急激な機体の動揺により、乗客及び客室乗務員が負傷した。

同４１秒ごろ、自動操縦装置が再度エンゲージされ、このころには機体の動揺も小さくなった。

１９時５０分５７秒、東京コントロールは、同機に名古屋アプローチと交信するよう指示した。これを受けて、同機は、名古屋アプローチとの交信を開始した。

２０時１４分、同機は、名古屋空港に着陸した。

事故発生場所は、志摩半島上空の高度約１７，０００ftで、事故発生時刻は、１９時４８分ごろであった。（付図１及び写真１～４参照）

2.1.2　飛行の経過に関する機長の口述

飛行の経過は、同機の機長によれば、概略次のとおりであった。

香港啓徳国際空港を出発した同機は、Ｇ５８１をＦＬ３７０で名古屋空港に向け飛行を継続した。

エンルートでは、ほとんど揺れはなかった。

その後、管制機関からＦＬ２９０への降下指示を受け、それに従って降下を開始した。降下中、自動操縦装置は、ＦＣＰからの入力に追随しようとしていたと考えられる。ＦＬ２９０に到達する直前に、もっと下の高度を下さい（Request further descent.）とリクエストしたところ、スタンバイと言われ、１０～１５nmその高度を維持するように言われたので、スピードを殺した。２６０ktまで殺した。しばらくそのＦＬ２９０を維持させられた後、管制機関から“Descent and cross XMC 9,000ft.”（注１参照）の指示を受け、再度、降下を開始した。

この指示に従うには、かなり深い降下角をとる必要があるため、ＦＣＰのＩＡＳ／ＭＡＣＨセレクト・ノブにより、降下速度を３５０ktにセットした。

この降下指示は、自分としては厳しくないことはなかったが、スピードを２６０ktに落としていたので、３５０ktに加速する段階で、十分に対応できるものと思っていた。

降下率は、通常の３００ktの降下の場合は、２，２００～２，５００ft/min弱だと思うが、今回は大分突っ込んでいたので、定常の場合で３，５００ft/minくらい、加速中は、４，５００ft/minくらいであった。

上層風は比較的弱く、雲のエコーもなかったが、ＡＣＡＲＳによりタービュランス情報があったこと（詳細は、2.6.4及び2.10.1(1)参照）及び高速降下を実施していることから、高度２５，０００ftか２６，０００ftで早めにベルト・サインをオンとした。

タービュランスが予想されていた高度が、２２，０００～１５，０００ftということであったので、真ん中くらいでタービュランスがあるかと予想し、おおよそ３分くらいの余裕があればと思ってシート・ベルトのサインをオンとした。

降下中、揺れはほとんど感じなかった。

ＦＬ１７０前後を通過中、ＩＡＳ（指示対気速度）が急激な増加傾向を示し、副操縦士が「コーション・スピード」と言った。それと同時に、ピッチ・ホイールを回すことにより機首を上げて降下率を減少させようと試みた。しかし、昇降計に降下率が減ったというバグが現れなかったので、これでは速度が超過してしまうと思って、スピード・ブレーキ・レバーを 1/3 まで引いたが、まだ速度が増加しているという計器指示があった。そこで、スピード・ブレーキ・レバーを 2/3の方向に引こうとした時にオーバー・スピードしてしまい、大体それと同時に自動操縦装置が外れてピッチがグーと上がり、２～３回ピッチの大きな上下動を繰り返した。（注２参照）この時の状況は、「ガタガタガタ」とタービュランスが来たという感じではなく、波に乗るようなものであった。

タービュランスがあったから自動操縦装置が外れてそういう動きになったのか、自動操縦装置が単に外れたためにピッチが変化したのかは確認できない。

揺れや外乱があったという印象は、割合薄いという方が正確ではないかという気がする。

機体に異常がないと言い切れる状況ではなかったので、何で揺れたのか分からなかった。

２～３回のピッチ変化は、時間にして１、２秒ではないかと思ったが、すぐ、もう１回オート・フライトと言って、自動操縦装置をエンゲージしたところ、機体が安定し、降下を継続した。

ＸＭＣからレーダー誘導を受け、また、客室乗務員から着陸までもう少し時間が欲しいとの要請を受けたので、通常より長めの経路（ワイド・パターン）を飛行した後、滑走路１６にＶＯＲ／ＤＭＥ－Ａアプローチにより着陸した。

なお、最終進入中に「ＬＳＡＳ　ＣＨＡＮＮＥＬ　ＦＡＩＬ」及び「ＹＡＷ　ＤＡＭＰ　ＣＨＡＮＮＥＬ　ＦＡＩＬ」（注３参照）のアラートが表示されたが、フライト・コントロールに異常がなかったので、そのまま飛行を続けた。

なお、機長は、同型式機において、Ｇがかかると自動操縦装置が外れることについては、承知していたが、操縦桿にどのくらい大きな力が加わった場合に自動操縦

装置が外れるかについては、知らないとのことであった。

（注１）　対応する管制交信記録は、次のとおりである。

JAL706 Descend and maintain 9,000ft,Cross XMC 9,000ft.QNH2982.

（注２）　平成９年６月１２日、航空法第７６条に規定に基づき、機長から運輸大臣に提出された本事故の報告の中では、機長は、「・・・・・Speed Brakeを Extendさせた。その際 Over Speed Warningが作動し、ほぼ同時に Autopilotが Disengageして、２～３回大きな Pitch変化があった。」と述べている。

（注３）　「ＬＳＡＳ　ＣＨＡＮＮＥＬ　ＦＡＩＬ」及び「ＹＡＷ　ＤＡＭＰ　ＣＨＡＮＮＥＬ　ＦＡＩＬ」は、ＣＲＴに表示されたアラート・メッセージのことで、それぞれ「An LSAS channel has failed.」及び「A yaw damper channel has failed.」という意味である。

２.２　人の死亡、行方不明及び負傷

乗客１名及び客室乗務員３名計４名が重傷を負い、乗客４名及び客室乗務員４名計８名が軽傷を負った。

（注）　国際民間航空条約第１３附属書の第１章によれば、死亡として分類されるのは、事故後３０日以内の死亡であり、また、重傷に該当するのは、負傷した日から７日以内に４８時間を超える入院加療を要するもの等である。

２.３　航空機の損壊に関する情報

2.3.1　損壊の程度

客室内装が小破した。

2.3.2　客室内装の損壊の状況

(1)　Ｌ４ドア出口灯の照明カバー破損

(2)　Ｌ４ドア付近非常口表示灯の照明カバー破損

(3)　後部客室天井パネルのサポート・ロッド及びブラケット損傷

(4)　後部ギャレーの天井部数ヶ所損傷

2.3.3　本事故後、航空日誌に記載された機材の不具合

本事故に係わる運航中に発生した不具合として、同機の航空日誌には、概略次のとおり記述されていた。

(1) 降下中、オーバー・スピード・ウォーニングが作動

(2) 最終進入中、ＬＳＡＳ及びヨー・ダンパーのアラートが点灯

(3) 垂直加速度が制限値を超過

(4) 乱気流のため、ＤＦＤＲ及びＣＶＲが要交換

(5) シート・テーブルのロック、ドア関係の灯火が破損等（３件）

同航空日誌には、上記不具合に対して実施された点検や修理の実施結果が記載されていたが、その中に、機体の動揺に結びつく不具合を示す記述はなかった。

２．４　航空機乗組員等に関する情報

2.4.1　航空機乗組員

(1)　機　長　　男性　４６歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）		第３４７２号
		平成元年７月１１日
限定事項	陸上多発機	昭和４８年４月１０日
	ダグラス式ＤＣ－８型	昭和５６年４月３日
	ボーイング式７４７型	昭和６０年７月５日
	ダグラス式ＭＤ－１１型	平成６年３月２８日
第１種航空身体検査証明書		第１９９６２５９２号
有効期限		平成９年６月２４日
総飛行時間		９，１３３時間４１分
最近３０日間の飛行時間		２８時間５８分
同型式機による飛行時間		１，２９９時間２０分
最近３０日間の飛行時間		２８時間５８分
同型式機機長発令年月日		平成６年３月１８日
当該路線資格取得		平成７年３月１４日（取得）
		平成９年３月２９日（最近の更新）

(2)　副操縦士　　男性　３３歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機）		第１１０６２号
		平成元年１１月８日
限定事項	陸上多発機	平成２年５月２８日
	ボーイング式７４７型	平成５年４月１６日
	ダグラス式ＭＤ－１１型	平成７年３月２９日
計器飛行証明		第５３５７号
		平成２年８月８日
第１種航空身体検査証明書		第１７８６１７５５号

有効期限	平成９年１０月８日
総飛行時間	２，５０９時間４１分
最近３０日間の飛行時間	５３時間３９分
同型式機による飛行時間	８７４時間４９分
最近３０日間の飛行時間	５３時間３９分
同型式機副操縦士発令年月日	平成７年３月２３日

2.4.2　客室乗務員

(1)　先任客室乗務員Ａ　　男性　５４歳

乗務配置	Ｌ１
入社年月日	昭和４１年４月８日
総乗務時間	１６，２７０時間

(2)　客室乗務員Ｂ　　女性　４３歳

乗務配置	Ｌ４
入社年月日	昭和５０年１月１９日
総乗務時間	１３，８１３時間

(3)　客室乗務員Ｃ　　女性　４３歳

乗務配置	Ｌ２
入社年月日	昭和５０年２月１日
総乗務時間	１６，１６５時間

(4)　客室乗務員Ｄ　　女性　３３歳

乗務配置	Ｒ１
入社年月日	昭和５９年６月１３日
総乗務時間	８，１７０時間

(5)　客室乗務員Ｅ　　女性　３４歳

乗務配置	Ｌ３
入社年月日	昭和６０年７月２５日
総乗務時間	８，７６４時間

(6)　客室乗務員Ｆ　　女性　３３歳

乗務配置	Ｒ４
入社年月日	昭和６２年６月１日
総乗務時間	３，６９９時間

(7)　客室乗務員Ｇ　　女性　２６歳

乗務配置	Ｒ２
入社年月日	平成５年１２月１日

総乗務時間　　２，４１５時間

(8)　客室乗務員Ｈ　　女性　３０歳

乗務配置　　Ｒ３

入社年月日　　昭和６２年１２月２８日

総乗務時間　　７，２０５時間

(9)　客室乗務員Ｉ　　女性　２９歳

乗務配置　　Ｒ２

入社年月日　　平成３年２月１８日

総乗務時間　　４，９０９時間

２．５　航空機に関する情報

2.5.1　航空機

型　　式	ダグラス式ＭＤ－１１型
製造番号	４８５７１
製造年月日	平成５年８月４日
耐空証明書	第９３－０２０号
有効期限	整備規程（日本航空株式会社）の適用を受けている期間
総飛行時間	９，３８３時間０１分
定期点検（A整備、平成9年6月3日実施）後の飛行時間	３７時間２６分

2.5.2　エンジン

型　　式　　プラット・アンド・ホイットニー式ＰＷ４４６０型

	Ｎｏ．１エンジン	Ｎｏ．２エンジン	Ｎｏ．３エンジン
製造番号	７３３７５４	７３３７７５	７３３７０６
製造年月日	平成６年１月28日	平成７年３月１日	平成６年５月26日
総使用時間	1,865時間41分	261時間06分	7,757時間52分
装着年月日	平成８年11月９日	平成９年５月７日	平成８年11月25日

2.5.3　重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は４１４，５００lb、重心位置は２９．５％ＭＡＣと推定され、いずれも許容範囲（最大離陸重量６０２，５００lb、事故当時の重量に対応する重心範囲１０．０～３４．０％ＭＡＣ）内にあったものと推定される。

2.5.4　燃料及び潤滑油

燃料は航空燃料ジェットＡ－１、潤滑油はモービル・ジェット・オイルⅡであ

った。

2.6　気象に関する情報

2.6.1　天気概況

平成９年６月８日１７時～２１時ごろにかけての三重県尾鷲市付近の天気概況は、気象庁によれば、次のとおりであった。

６月８日２１時の地上天気図によると九州の西海岸に低気圧があり、時速３０kmで東北東に進んでいる。この低気圧から延びる温暖前線が四国の南海上に達している。

静止気象衛星の雲画像（赤外、可視）や、雲解析情報図によると、前線付近では対流雲が発達し、近畿以西では、所々で活発化していた。

知多半島付近は雲に覆われていたが、発達したものではなく、レーダー・エコーは観測されていない。地域気象観測所の１７時～２１時の観測でも尾鷲市付近では１mm以上の雨は観測されていない。

風速は、３m/s以下と弱かった。２１時の潮岬の高層観測によれば、５００hPaの風は南西の３５ktで、５００hPaを挟む上下の層で風向、風速に顕著なシアは見られなかった。

津地方気象台は、８日２１時００分に尾鷲市が含まれる三重県南部に対し、「雷、強風、波浪、濃霧注意報」を発表した。

（付図４～８参照）

2.6.2　事故発生後に観測された気温と風の鉛直分布図

事故発生後に定時観測（２１時）された潮岬及び浜松の気温と風の鉛直分布図（以下「エマグラム」という。）によれば、潮岬上空の高度１１，０００ft付近、浜松上空の高度２０，０００ft付近等に大気温度の逆転層が現れていた。（付図９、１０参照）

大気温度の逆転層は、鉛直ウインドシアをしばしば伴うと考えられる。（注参照）

（注）　「鉛直ウインドシア」とは、鉛直軸に沿った風向・風速（水平方向）の変化をいう。

2.6.3　航空気象観測値

名古屋航空測候所によれば、名古屋空港の事故関連時間帯の航空気象観測値は、次のとおりであった。

観測時刻（時：分）		１９：００	１９；３０	２０：００
風	風向（°）	１５０	１５０	１４０

	風速（kt）	１４	１２	１５
視程（km）		１０以上	１０以上	１０以上
雲	雲量	１／８	１／８	１／８
	雲形	積雲	積雲	積雲
	雲底の高さ（ft）	３，０００	３，０００	３，０００
	雲量	３／８	３／８	３／８
	雲形	高積雲	高積雲	高積雲
	雲底の高さ（ft）	１２，０００	１２，０００	１２，０００
	雲量	８／８	８／８	８／８
	雲形	高層雲	高層雲	高層雲
	雲底の高さ（ft）	１５，０００	１５，０００	１５，０００
気温　　（℃）		２２	２１	２１
露点温度（℃）		１５	１６	１６
気圧　　（inHg）		２９．８２	２９．８２	２９．８２

2.6.4　ＡＣＡＲＳからの情報

同機は、名古屋空港付近の空域を、事故発生前に飛行した自社便からの情報をもとに、日本航空（株）が編集したライト・タービュランスの存在を含む情報を、事故発生前の１９時２０分にＡＣＡＲＳにより受信していた。（注参照）

（注）受信したＡＣＡＲＳ情報は、次のとおりであった。

NGO APO INFO AS OF 08JUN/1900I
APP/DEP AREA
NORTH/EAST...18T-35T INC
16T-20T CHPY OCNL LT TURB
24T N 33T-35T CHPY
WEST.....22T-18T CHPY DUE WND CHG
SOUTH.....22T-15T LT TURB DUE WIND
VEL CHG
WX OUTLOOK.....CLOUDY
OTHER.....FNL ROUGH

2.6.5　気象に係るＡＤＡＳ記録

事故発生前後の時間帯におけるＳＡＴ、風向及び風速のＡＤＡＳ記録をグラフにしたものを、別添１－３に示す。

２．７　通信に関する情報

同機は、降下開始前から事故発生までの間、東京航空交通管制部（125.7MHz）と交信していたが、通信状況は、いずれも良好であった。

２．８　ＣＶＲ、ＤＦＤＲ等に関する情報

同機には、アメリカ合衆国フェアチャイルド社製Ａ１００Ａ型ＣＶＲ（製造番号５２５２５）及びアメリカ合衆国アライドシグナル社製ＵＦＤＲ型ＤＦＤＲ（部品番号９８０－４１１０－ＤＸＵＳ、製造番号３７０１）が装備されており、着陸後、機体から取り外された。

2.8.1　ＣＶＲ記録

同機のＣＶＲは、装置が停止するまでの３０分間の音声を記録するエンドレス・テープとなっている。当該ＣＶＲには、同機が名古屋空港に着陸後、駐機場に停止してから実施した整備等に関する音声が記録されていたが、それ以前の記録は上書き消去されていたため、事故当時の音声記録は残されていなかった。

なお、日本航空（株）のＯＭには、次の記述がある。

> ＰＩＣ（Pilot In Command）は、飛行を終了（中断）し、エンジンを停止させた後、ＣＶＲの記録保存が必要であると判断した場合、可及的速やかにＣＶＲを停止（Circuit BreakerをOff）する為の措置を講ずる。
>
> この場合、ＣＶＲ停止を搭載用航空日誌に記載し、ライン整備１級整備士にＣＶＲ Unitの交換を要求する。

2.8.2　ＤＦＤＲ及びＡＤＡＳの記録

同機のＤＦＤＲには、同機が香港啓徳国際空港の駐機場から移動を開始し、名古屋空港の駐機場に停止するまでのすべての記録が残されていた。記録されていた同機のパラメーター数は、２６２種類であった。

ＤＦＤＲの時刻は、ＤＦＤＲに航空管制交信時にＶＨＦ送信キーが作動したことを示すデータが記録されていたので、当該データと航空管制交信記録に付されていた時刻とを照合することにより特定した。

事故発生前後におけるＤＦＤＲ及びＡＤＡＳの主要な記録をグラフ化したものを、別添１に示す。

本報告において使用したパラメーターのうち、コントロール・コラムの前後方向位置（ＣＣＰ）、機長側のコントロール・コラム・フォース（ＣＷＳ PITCH：操縦桿にかかる前後方向の力）、方位別の対地速度、降下率及びＳＡＴのデータは、ＤＦＤＲに含まれていなかったため、ＡＤＡＳのデータを使用した。

また、風向／風速及びＳＥＬ　ＡＬＴ（ＦＣＰ上の高度セレクト・ノブで操縦士が選択した高度）のデータは、ＤＦＤＲだけでは少なかったので、ＡＤＡＳのデータも併用した。

ＡＤＡＳの記録データは、ＤＦＤＲの記録データと比べて時間の遅れがあったため、それぞれ１秒間に８回記録されている垂直加速度（Vertical G）データの記録位置を比較することにより、ＡＤＡＳデータの記録時刻をＤＦＤＲデータの記録時刻に合わせた。なお、１９時４８分３１秒に「ADAS Data Shedding」が発生したため、その１秒間のＡＤＡＳのデータが欠如していた。

また、各パラメーターがセンサーで取得されてからＤＦＤＲ又はＡＤＡＳに記録されるまでのデータ・バス上の時間遅れが一様でなく、各パラメーターが実際にセンサーで取得された時刻の特定は不可能であるので、別添１の「ＤＦＤＲ及びＡＤＡＳ記録」のグラフでは、これらデータ・バス上の時間遅れの補正は行わず、各パラメーターの１秒未満のグラフ上の位置は、それらがＤＦＤＲ又はＡＤＡＳに記録された順序に基づいている。ただし、本報告書の本文では、各データの記録時刻は、１秒未満を切り捨てた値で表現している。

なお、別添２～４においては、更に細かい記録時刻の補正を行った。（別添２参照）

２．９　医学に関する情報

2.9.1　乗客及び乗務員の負傷の状況

同機の乗客１６９名及び乗務員１１名計１８０名中、乗客１名及び客室乗務員３名計４名が重傷を負い、乗客４名及び客室乗務員４名計８名が軽傷を負った。

2.9.2　負傷者の負傷の状況

重傷を負った乗客１名及び客室乗務員３名の負傷の部位・程度及び関係者の口述による負傷時の状況は、概略次のとおりであった。（付図３参照）

(1)　乗客　　男性　４８歳（座席５８Ｄを離れて歩行中：座席番号は、本人口述による。）

負傷の部位・程度：　腰椎第１～４横突起骨折

負傷時の状況概要：　通路（座席４７Ｃ付近）を歩行中、突然の揺れに襲われ、体が機体の天井に当たるまで持ち上げられてから床に落ちた。その際、座席の肘掛けに体を当てた。

(2)　客室乗務員　　女性　３０歳　（後方ギャレーで作業中）

負傷の部位・程度：　恥骨骨折、左手親指開放骨折及び顔面打撲

負傷時の状況概要：　後方のギャレーで機内サービス用品等の整理を行っ

ていたところ、突然体が持ち上げられ、どこかに当たったようであった。その後、同乗の客室乗務員の声で気が付いた。

(3) 客室乗務員　女性　４３歳　(後方ギャレーで作業中)
負傷の部位・程度：　骨盤骨折、第１腰椎破裂骨折及び右橈骨頭骨折
負傷時の状況概要：　前方ギャレーの客室乗務員へ機内販売の売上票を持参し、後方ギャレーに戻った直後、横から振動が「ガクッ」と来て、ギャレーの鉄のバーを握ったが、床が抜けるような感覚で体が押し上げられた。

(4) 客室乗務員　女性　３３歳　(後方ギャレーで作業中)
負傷の部位・程度：　脳挫傷及び骨盤骨折
負傷時の状況概要：　(病院において面会謝絶のため、口述を得ることができなかった。)

また、軽傷を負った乗客４名及び客室乗務員４名の負傷の部位・程度及び当事者の口述による負傷時の状況は、概略次のとおりであった。

(1) 乗客　女性　４２歳　(座席２９Ｋを離れて化粧室使用中：座席番号は、運航者の記録による。)
負傷の部位・程度：　左下腿部及び左足関節部挫傷
負傷時の状況概要：　化粧室で用をすませて身繕いをしようとした矢先、突然機体が激しく揺れ、体が持ち上げられた後、床に落とされて転倒した。

(2) 乗客　男性　３６歳　(座席６１Ｄに着席中：座席番号は、本人口述による。)
負傷の部位・程度：　胸椎腰椎捻挫
負傷時の状況概要：　座席ベルトを緩めに締めて休んでいたところ、突然機体が揺れ、体が上に飛び上がり、座席ベルトが腹に食い込んだ。

(3) 乗客　男性　５２歳　(座席６３Ｄから窓際の席に移動後：当初の座席番号は、運航者の記録による。)
負傷の部位・程度：　腰部打撲、背中痛み及びむち打ち症状
負傷時の状況概要：　窓際の席に移動し、座席ベルトを締めないで休んでいたところ、突然大きな揺れが発生し、体が座席から跳ね上がって天井に頭をぶつけ、落ちた時に座席の肘掛けに体が当たった。

(4) 乗客　男性　４９歳　(座席６４Ｅに戻る途中：座席番号

は、運航者の記録による。）

負傷の部位・程度：　左耳裂傷

負傷時の状況概要：　化粧室で用を済ませた後、自分の席に戻る途中、突然大きな揺れが発生し、体が持ち上げられて天井に背中部分をたたきつけられ、さらに床にたたきつけられた。

(5)　客室乗務員　　女性　４３歳　（前方ギャレーで作業中）

負傷の部位・程度：　左足首靭帯損傷

負傷時の状況概要：　前方ギャレーで免税品販売の帳票処理を立ったままで行っていたところ、突然体を床に押しつけられるように転倒した。

(6)　客室乗務員　　女性　３３歳　（前方ギャレーで作業中）

負傷の部位・程度：　頭部打撲による頭痛、視力低下及び左腕の軽い痺れ感

負傷時の状況概要：　前方ギャレーで免税品の書類整理等、後片付けを行っていたところ、突然体が下に押しつけられ、転倒してしまった。とても立っていられる状況ではなかった。

(7)　客室乗務員　　女性　２９歳　（前方ギャレーで作業中）

負傷の部位・程度：　左足首捻挫

負傷時の状況概要：　前方ギャレーで業務を行っていたところ、突然体が床に押し付けられた。

(8)　客室乗務員　　女性　３４歳　（前方ギャレーで作業中）

負傷の部位・程度：　腰部痛み

負傷時の状況概要：　前方ギャレーで業務を行っていたところ、突然体が床に押し付けられた。

２．１０　救難に関する情報

2.10.1　事故発生前後の機内の状況

事故発生前後における機内の状況は、同機の機長、客室乗務員及び乗客の口述によれば、概略次のとおりであった。

(1)　機長の口述

香港啓徳国際空港を出発前、副操縦士から客室乗務員に対し、ブリーフィングを行わせた。その際、ベルト・サインについてもブリーフィングされ、降下中に揺れが予想されているので、ベルト・サインがオンとなったら、直ちに席に着いてベルトを着用すること、ベルトを着用できないときには、機

長の許可を得ることが指示された。

その時私は、（副操縦士のブリーフィングに加えて、）ベルト・サインがオンになったら、上昇、巡航及び降下中は、例外なく直ちに着席するよう繰り返し、ベルト・サインは、立っているとけがをするような揺れが考えられる時にしかつけないこと等を述べた。

また、ベルト・サインがオンとなっている時に、お客様から化粧室に行きたい等のリクエストがあれば、必ずコックピットに知らせるように等のことも伝えた。

ＦＬ３７０からの降下開始予定の約２０分前に、ＡＣＡＲＳにより、高度２２，０００～１５，０００ft付近にライト・タービュランスがあったこと及び名古屋空港の最終進入経路上にラフ・エアーがあったとの情報を得た。

客室乗務員に対して当該情報を通知するとともに、揺れの予想される時刻を伝え、降下開始前に片付けを済ませ、ベルト・サインが点灯したらいつでも着席できるよう準備することを指示した。（注１参照）

シート・ベルト着用のサインを点灯させた後、通常、客室乗務員からシート・ベルトの着用が完了したという報告はないが、飛行前にブリーフィングしていたとおり、全員がシート・ベルトを着用してくれていると思っていた。

客室乗務員同志の機内通話をモニターしているので、機体の揺れがあってから、怪我人が出たらしいことを知り、「怪我人が出たのか。」とチーフ・パーサー（先任客室乗務員）に報告を求めた。その時、シート・ベルトをつけていなかったのかを尋ねたが、返事はなかった。

その後、チーフ・パーサーが操縦室内に入って来て、乗客及び客室乗務員の負傷の状況、医者が必要等の報告を受けた。

その際に着陸するまで１０分ほどである旨告げたところ、「このままだと、着陸のショックで物がまた動いたりして危険なので、ちょっと片付けをする時間を下さい。」という意見があったので、１０分間のホールドは必要だろうと思っていた。その後、散らかった物が飛び散らないようにする等のことがなされ、チーフ・パーサーから「おりることにして下さい。」という連絡があったので、実際上は、１０分間のホールドはなかった。

また、その報告から、けが人の状況については、医者を頼んでおけば大丈夫な程度と受けとめていた。また、操縦席で感じた揺れや１０分のホールディングを要請されたことから、エマージェンシーをかけるほどのけが人が出るとの認識はなかった。

医者が必要という意識があったので、副操縦士がカンパニーと連絡を取ったが、診療所の医者がいないという回答が地上からあったので救急車を手配

させた。（注２参照）

同機は、既に名古屋空港への着陸が迫る状態となっていたので、操縦室内は非常に忙しく、客室内での処置は客室乗務員に任せることとして、操縦に専念せざるを得ず、地上に２次、３次の報告ができるような状況ではなかった。

着陸後は、地上職員が機内に入って救急隊の人と一緒に、（負傷者を）運び出す手筈を整えるということになっていると理解している。

ブロックイン後、エンジンをシャット・ダウンして、チェックリストを終った後に、キャビンの方に様子を見に行った時に、救急車は来ているようだけれども、搬出が遅れているという話をしているのを聞いたので、「何とか早く（負傷者を）運んでもらえませんか。」とお願いをした。

（注１）「ＦＬ３７０からの降下開始予定の約２０分前に、・・・、ベルト・サインが点灯したらいつでも着席できるよう準備することを指示した。」とあるのは、本事故後、機長が運輸大臣に報告した内容に沿ったものであるが、後日、機長は、以下のとおり述べている。

降下開始前に片付けを済ませ、ベルト・サインが点灯したらいつでも着席できる準備をするように指示したのは、ACARSによる揺れの情報を受け取る約５分前で、降下開始の約２５分前であり、その時「サービスは終了し、機内はほぼ片付けが終わっている。」との報告を受けている。ACARSによる情報を受け取った際、重ねて揺れの予想時間の情報を与えるとともに、「ベルト・サインが点灯したら直ぐに着席すること。」を重ねて指示した。

（注２）負傷者の状況について、副操縦士は、「例えば意識不明であるとか、そういう重篤な状態であるというように考えていない。」旨、述べている。

また、地上への要請について、副操縦士は、概略次のとおり述べている。

機長からシップ・サイドにドクターを呼んで欲しいというような指示があったように記憶している。私がカンパニー・ラジオを使って、降下中に機体の揺れで客室乗務員にけが人が出たので、シップ・サイドにドクターをと伝えた。

それに対して地上から、「ドクターがいないので、救急車ではどうか。」と言われた。機長から救急車で構わないだろうということで、（地上に対して）救急車をシップ・サイドに頼むと言ったように記憶する。

(2) 先任客室乗務員及び他の客室乗務員の口述（先任客室乗務員の口述を主とし、他の客室乗務員の口述で補足したもの）

香港出発前、運航乗務員から客室乗務員に対してブリーフィングが行われ、「香港離陸後の上昇中、沖縄上空及び名古屋空港へ着陸のための降下中に揺れがあると思われるので、早めに作業をして下さい。ベルト・サインが点灯したならば、例外なく着席し、シート・ベルトを着用して下さい。止むを得ず離席する場合には、機長の許可を取って下さい。」という概要の説明があった。また、ベルト・サイン点灯中に化粧室を使用する等のため席を離れようとする乗客がいる場合には、我慢をするようお願いするか、どうしてもという場合には、機長に許可をとるようにとの指示もあった。

大きな揺れが発生する数分前にベルト・サインが点灯したので、客室乗務員は、乗客のシート・ベルト着用状況を確認して回るとともに、機内アナウンスにより乗客にシート・ベルト着用の案内（化粧室の使用を控えるようにとの放送を含む。）を日本語及び英語で機内放送した。通常は、英語に引き続いて中国語アナウンス担当の香港基地所属の客室乗務員が中国語でも機内放送を行うが、それが行われないうちに、大きな揺れが約３０秒間続いた。揺れが収まったので、後部客室の状況を知ろうとして、Ｌ２位置のインターホンを使用して後方のギャレーを呼び出したが、応答がなかった。

そうこうしている間に、後方の乗客が前方ギャレーまで来て、後方の客室乗務員が倒れているとの情報がもたらされた。その情報に基づき、後方ギャレーの状況を確認するため、急いでＬ側の通路を通って機内後方へ向かった。

中央の客室は平穏であったが、後方の客室へと進むにしたがって、通路に毛布、枕、雑誌等が散乱していた。

Ｌ４とＲ４の間のクロス・アイル（横方向の通路）の床には、３名の客室乗務員が、頭部、顔面等から出血して倒れていた。その３名に声をかけたが、うなる等してほとんど反応がなかった。また、ミール・カート２個がドアを外した状態になっており、そこから食物、ジュース等が散乱していた。

なお、後方ギャレーには、１１個のミール・カートが装備されており、これら２個のミール・カートは、うち１個が格納位置から完全に飛び出し、もう１個が同位置から飛び出して斜めになり、倒れかけている状況であった。ミール・カートのすべてが格納位置にあったものと考えられるが、すべてがロックされていたかどうかは、確認できなかった。

その時の判断で、Ｌ２及びＲ２付近にいる客室乗務員で動ける者は後方へ来るようにと、Ｌ４位置のインターホンでコールした。そのコールを行っている途中、乗客も負傷しているとの声が後方客室からあったので、その方へ

行き、負傷した２名の乗客に声をかけたり応急手当をする等した。

同機は着陸態勢に入っていたので、前方から応援に来た客室乗務員に対して、後方ギャレーの散乱しているカート等の片付け及び負傷している客室乗務員の応急手当を指示した。

後方ギャレー及び後方客室の乗客及び客室乗務員の状況を把握し、応急手当を行うのに、５～１０分を要したと思われる。

その後、インターホンで機長と連絡を取り、負傷した乗客及び客室乗務員の状況を報告した。その際、救急車の手配が必要と思ったので、手配を依頼した。さらに、客室全体の状況を大声で確認しながら操縦室へと向かった。

操縦室で機長に直接、負傷している乗客及び客室乗務員の状況並びに後方客室及び後方ギャレーの状態を報告した。その際、名古屋空港への着陸が１０分後（予定到着時刻　２０時１０分）であることを告げられたが、とても準備が間に合わないと思い、更に１０分くらい必要な旨を申し出たところ、機長の了解を得た。

これまでの報告で機長も後方客室及び後方ギャレーの状況を把握できたものと思った。それからの機長とのやりとりは最少限で済ませた。

乗客の中に医師又は看護婦がいないかの呼び出しは、客室の準備が終了すれば直ぐに名古屋空港に着陸できる態勢にあり、救急車の手配も要請していたことから、行わなかった。

同機が名古屋空港に着陸し、駐機場に停止してからＬ２ドアを開放し、救急車を探したが、まだ来ていなかったので、冗談ではないと思った。

なお、以上のほか概略次の口述があった。

後部ギャレーで機内サービス品等を元の位置へ整理していた客室乗務員の手伝いをしていたところ、ベルト・サイン点灯１分前にチーフから急ぐよう指示があった。

事故発生前にシート・ベルトのサインが点灯した時期は、１９時４５分ごろ（名古屋空港到着２５分前）、又は大きな揺れの２～３分前であった。

事故発生当時、シート・ベルトを着用していなかったのは、免税品の書類整理等の後片付を終了するまで着席できなかった、あるいは、座席ベルト等の確認後にギャレーに立っていた等のためであった。

倒れている客室乗務員に対して、着陸の際に影響しないように、倒れているカートに毛布や枕で防護壁を作り、自分はジャンプ・シートに着席し、倒れている客室乗務員の頭部を足で支えながら着陸に対応した。

(3)　乗客の口述

乗客の口述を総合すると、概略次のとおりであった。

① 前方客室の乗客

香港を離陸してから事故発生前までは、特に揺れることなく平穏な飛行であった。

座席ベルトを締めてくつろいでいたところ、突然揺れが発生した。

揺れの状況は波に乗って上り下りの繰り返し（２～３回）であったが、周りの雰囲気は、乗客が少なかったこともあり、特に騒々しくなるような様子ではなかった。

後方の客室で被害が出ていたことは、名古屋に到着後に知った。

② 中間客室の乗客

香港を離陸してから事故発生までは、平穏な飛行が続いた。事故が発生する４～５分前、シート・ベルト等に関する機内アナウンスがあり、シート・ベルトを締めていた。

その後、突然急降下（約２０秒）し、今度は逆に急上昇（５～１０秒）を１回感じた。

その時は、ジェット・コースターに乗った感じのようで、離陸の時の感覚より強い感じであった。座席から体が浮くようであったが、座席ベルトで押さえられた。

客室乗務員は、ギャレーで作業中であった。

隣の人は、気分を悪くしていた様子で、嘔吐していた。周りには、書類、毛布や枕等が散乱していた。

後方の客室の見える範囲では、荷物が散乱し、何人かが負傷しているようであった。

周囲には負傷している乗客はいなかった。

機体が名古屋空港に着陸した時には、周りの乗客から拍手が沸いた。

③ 後方客室の乗客

香港を離陸してから事故発生までは、特に大きな揺れもなく、平穏な飛行が続いた。突然、揺れが発生した。

その時、背広を脱いで隣席に置いていたが、その背広が前方の席に飛んでいた。

自分の座席は化粧室の近くの位置で、化粧室から出てきた乗客（男性）が倒れ、そのポケットから小銭がばらまかれた。その乗客は、手から出血し、痛みを訴えているようであった。その男性客は、事故発生後、自力で立ち上がり、隣の席に着席し、座席ベルトを締めていたが、その後機体の揺れもなくなったので、本人の席に戻った。

また、事故発生時の様子については、次のような口述もあった。

突然急上昇し、急降下した。周りには御婦人達が多かったことにもよるが、「キャー、キャー」という悲鳴が聞こえた。席の周囲には、毛布、枕、手提げ及び飲みかけのジュース等が散乱していた。

2.10.2　地上における同社及び関係機関の対応

日本航空（株）名古屋空港支店は、１９時５８分ごろ、同機から負傷者の発生と医師の待機要請についての連絡を受けたが、名古屋空港には医師がいないため、同機の了解の下、救急車を呼ぶこととした。

なお、同支店によれば、同機が最終進入段階であったため、その後の地上から同機への問い合わせは慣例上できず（注参照）、また、同機からの情報も、以後、着陸までなかったとのことである。

同支店は、２０時０５分、西春日井郡東部消防組合消防署に対し、救急車１台を出動させ、国際線到着ロビー前（通常の待機場所）で待機してほしい旨の電話連絡を行った。なお、同消防署によれば、負傷者の年齢、性別及び負傷の状況については、同支店の通報者に情報が入っていないため不明であったとのことであった。

上記の電話連絡を受けた同消防署は、２０時０６分、救急車１台を出動させた。同救急車は、２０時１２分、国際線到着ロビー前に到着し、同地点で待機した。

同支店は、２０時１４分、同機が着陸したことを確認し、さらに、２０時１６分、同機がブロック・イン（駐機場への停止）したことを確認した。

２０時１８分、機側にいた同支店のスーパーバイザーから同支店に対し、機内状況及び負傷者の数の報告とともに、更に２台の救急車を機側へ出動させるよう要請があった。

既に国際線到着ロビー前で待機していた救急車１台は、２０時１８分に同支店の依頼を受けて第２西門へ向かい、２０時２０分、同機の機側に到着した。

直ちに、救急隊員は、日本航空（株）関係者から負傷者数を確認し、タラップから機内に入り、負傷者の確認と応急手当を開始した。救急隊員は、機内の通路が狭く、搬出が困難と判断し、救急隊員と日本航空（株）関係者が協議した結果、機体後部両脇の出口にハイリフト・トラックを着け、スクープ・ストレッチャーを使用して機内から搬出することとし、重傷者のうち２名を先に小牧市民病院に搬送することとした。

この間の２０時２６分、同支店は、同消防署に対し、更に２台の救急車の出動要請を電話で行っていたが、救急車は残り１台となっていたので、その１台が２０時２７分に出動し、２０時３４分に機側に到着した。

同支店では、着陸後の現場段階では、負傷者数を乗客３名（重傷１名、軽傷２名）、客室乗務員８名（重傷３名、軽傷５名）の計１１名と把握していたが、機内及び空

港構内で負傷者の確認に努めた結果、更に１名の乗客から負傷（軽傷）した旨の申し出があり、負傷者の合計は１２名（重傷４名、軽傷８名）となった。

１台目の救急車は、２０時５６分に重傷者２名を収容して機側を出発し、２１時０４分、小牧市民病院に到着した。

２台目の救急車は、２１時０５分に残り２名の重傷者と軽傷者１名を収容し、２１時１３分、小牧市民病院に到着した。

軽傷を負った乗客の２名は、同支店職員が付き添い、タクシーで、それぞれ小牧市民病院に収容された。

（注）　同社のＯＭによれば、「安全上必要と判断される場合を除き、離陸、着陸または最終進入中の航空機に対して通信を行ってはならない。」とされている。

２．１１　事実を認定するための試験及び研究

2.11.1 ＭＤ－１１型機の特徴

(1)　機体形状、飛行性能等

①　機体形状等（付図２参照）

ＭＤ－１１型機は、マクドネル・ダグラス社（注１参照）の先行モデルの一つであるＤＣ－１０－４０型機と比較して、基本的な機体形状は類似しているが、胴体全長が約５．７ｍ長くなり、主翼は、翼端にウイングレットが装着され、約１．３ｍ長くなっている。

水平尾翼は、再設計され、ＤＣ－１０型機より面積が約３０％小さくなり、抵抗が減少している。

また、ＤＣ－１０型機と異なり、水平安定板内には約２，０００ガロンの燃料タンクが装備され、後方ＣＧコントロール（注２参照）のため、あるいは、長距離飛行時の燃料として使用される。

（注１）　マクドネル・ダグラス社は、平成９年８月１日、ボーイング社のダグラス・プロダクツ・ディビジョンとなったが、本報告書本文（第５章まで）においては、マクドネル・ダグラス社の名称で統一してある。

（注２）　後方ＣＧコントロールとは、主翼内燃料タンクと水平安定板内燃料タンクとの間で、燃料を適宜移送し、重心位置をできるだけ後方に保つ仕組みである。

②　縦安定性の特徴とマニュアル操縦特性

水平尾翼の小形化、後方ＣＧコントロール等は、飛行性能の改善をもたらしたが、そのままでは、特に高空における縦安定が弱くなる問題も含ん

でいた。

このため、ＭＤ－１１型機には、マニュアル操縦時の縦方向の安定性の増強を図るため、ＬＳＡＳが装備されている。

ＬＳＡＳは、操縦桿に約２lb以上の力が加わっていない状態では、現在のピッチ姿勢を維持し、操縦士が操縦桿に約２lb以上の力を加えたときには、ＬＳＡＳのピッチ維持機能は不作動となり、マニュアル操縦でピッチ姿勢が変えられ、その後操縦桿への力を抜くと、機体は新しいピッチ姿勢を維持する。

また、自動操縦装置を使用しているときには、エレベーターの舵角変化が操縦桿の動きにフィードバックされるが、ＬＳＡＳの制御によるエレベーターの舵角変化は、操縦桿の動きにフィードバックされない。

ＬＳＡＳには、高々度での安定性を強化するＰＲＤ機能を追加するソフトウェアの改善が図られており、操縦感覚も改善された。

なお、事故後に日本航空（株）が発行した社内情報誌によれば、「Pitch Rate Damperにより、操縦安定特性は当初より向上してしていますが、特に高高度において、A/P Disengage時の Control Input については、過大とならないよう注意がなされなければなりません。（AOM 4-2-7 参照）」と記載されている。

高空におけるＭＤ－１１型機のマニュアル操縦特性と関連して、事故前、日本航空（株）のＡＯＭや同サプリメントは、「SEVERE TURBULENCE中の飛行」という項目中において、高空では、ピッチ・コントロール・フォースが低高度と比較してかなり軽くなっていることに触れ、自動操縦装置オフ（マニュアル操縦）時の注意点として、機体姿勢を制御するためのインプットを最小とし、可能な限りコントロール・コラムへのインプットを抜き（緩め）、ＬＳＡＳにより機体姿勢を維持させる等のことを記述していた。（別添７参照）

これらのＡＯＭの記述は、基本的には、ＦＣＯＭ等、マクドネル・ダグラス社からの情報に基づいている。（別添６参照）

(2)　自動操縦装置

本機の自動操縦装置に関しては、コントロール・フォースでオーバーライドしてはならず、オーバーライドすると、ディスコネクト（ディスエンゲージ）時にオーバー・コントロールとなること等のことが、事故発生前、日本航空（株）のＡＯＭの「SEVERE TURBULENCE中の飛行」の項目中の CAUTION の中で記述されており、同社のパイロット・トレーニング・ガイドにも、類似の記述がなされていた。（別添７及び８参照）

これらのＡＯＭ等の記述も、基本的にはマクドネル・ダグラス社からの情報に基づいている。

また、マクドネル・ダグラス社は、事故前に運航者に対して開催したＭＤ－１１フライト・オペレーションズ・セミナーにおいて「NEVER Override the Autopilot」という「Note」を紹介していた。（別添９参照）

その一方で、ＭＤ－１１型機の自動操縦装置は、オーバーライド操作の結果、ディスコネクトされる仕組みとなっていた。

マクドネル・ダグラス社によれば、ＭＤ－１１型機にオーバーライドすることによってディスコネクトすることのできる機能が付加されている理由は、自動操縦装置が暴走（ハードオーバー）した場合又はパイロットがディスコネクト・ボタンで自動操縦装置をディスコネクトできない状況が生じた場合に、バックアップ機能としてディスコネクトできるようにしたものであるとのことである。

ここで、「オーバーライド」とは、自動操縦装置がエンゲージされている時に、操縦士が操縦桿に力を加えることを意味しており、以下、本報告書で使用する「オーバーライド」という用語も、同じことを意味する。

なお、ダグラス式ＤＣ－８型機の場合は、ＭＤ－１１型機よりも古い世代の航空機であり、コンピューターの能力が現在より低かったため、自動操縦装置の応答が不満足なとき、操縦士は操縦桿を操作することにより自動操縦装置をオーバーライドして自動操縦装置の能力の不足を補うことが可能であった。

また、ボーイング式７４７型機の設計もＭＤ－１１型機よりも古い世代の航空機であり、７４７型機についての日本航空（株）のトレーニング・ガイド（操縦用）のシステム・ガイドには、「Pilotの Control Wheel InputはAutopilotを Overrideできる。」との記述がある。

しかし、マクドネル・ダグラス社の見解によれば、ＭＤ－１１型機の場合は、自動操縦装置で飛行している時には、基本的には自動操縦装置による操舵に委ね、操縦士が自ら操縦桿を操作する必要があるときには、自動操縦装置がエンゲージされたまま操縦桿に力を加えてはならず、必ずスイッチにより自動操縦装置をディスコネクトしてマニュアル操縦に切り換えてから操縦桿を操作するのが正しい手順であるとのことであった。この点で、ＭＤ－１１型機の自動操縦装置は、古い世代の航空機のものとは性格を異にしている。

また、ＭＤ－１１型機の自動操縦装置には、次のような特徴がある。

① 急激な風速変化があると、目標対気速度への収束が遅くなる傾向がある。
これは、気流の変化に敏感に反応しすぎないようにするため、自動操縦

装置が使用する対気速度は、ＦＣＣ内のフィルターを通して瞬間的な変動を除去する処理がなされるので、その処理過程で、時間遅れを生じることによるものである。

② 自動操縦装置使用時にＧコントロールという機能が付加されている。

この機能は、フライト・レベル・チェンジ・モードの場合、通常の飛行ではＦＣＣ内で機体の姿勢変化に伴う垂直加速度の変化が０．０７Ｇに制限され、対気速度がV_{MO}－３ktに達した時、垂直加速度の制限が、０．２Ｇに拡大するというものである。

一方、Ｖ／Ｓモードでは垂直加速度の制限は、どの対気速度においても０．２Ｇである。

マクドネル・ダグラス社によれば、上記のＧ制限が採用されている理由は、次のとおりである。

ａ 動的な空気力による危険の防止

ｂ 降下中、降下速度が変化しても、水平飛行に入ってしまわないようにしたり、定速で最適の降下率を得やすくしたりする等の機能の確保

ｃ 乗客の快適性の確保

なお、マニュアル操縦による場合には、上記のＧ制限を受けることはない。

2.11.2 ＦＣＣ及び操縦系統の調査

事故後、当該機に搭載されていた２台のＦＣＣ及び右内側エレベーターのアクチュエーターを取り卸し、機能試験を実施したところ、不具合は認められなかった。

なお、ＦＣＣ内部にはフォールト・レポートが記録されていることから、これらの調査も行った。その結果は、次のとおりである。

(1) エレベーターのコマンド・レスポンス・モニターの作動

事故当時の状況を示すものとして、２台搭載されている自動操縦装置のうちＡＰ２に対応するＦＣＣ２内の“Consolidated FCC fault report”に“Failed Monitor : EL COM RESPONSE、Suspect LRU : ELEV ACT-RIB”という記録があり、ＡＰ２によって制御されている右内側エレベーターのコマンド・レスポンス・モニターによりＦＣＣが自動操縦装置をディスコネクトしていることが認められた。以下、このことについて詳述する。

自動操縦装置によるエレベーター・コントロールについては、ＡＰ１が選択されている場合にはＦＣＣ１が左内側エレベーターを、ＡＰ２が選択されている場合にはＦＣＣ２が右内側エレベーターをそれぞれ制御し、他の３枚のエレベーターは機械的な結合により連動して作動する仕組みとなっている。

ＦＣＣにより制御される１枚のエレベータの舵角が、システムの不具合により、ＦＣＣがコマンドする舵角からある値以上ずれると、ＥＣＲＭの機能が働き、自動操縦装置がディスコネクトする。

また、以下の場合にも、ＥＣＲＭが働いて、自動操縦装置がディスコネクトすることがある。

自動操縦装置をエンゲージ中にエレベーターをマニュアル操縦操作で動かそうとすると、操縦桿に加えられた力は、ケーブルとリンクを介して４個の各エレベーター・アクチュエーターに入力される。ところが、自動操縦装置のサーボは、その動きに抗して対応する１枚のエレベーター舵面を動かし、現在のピッチ・コマンドを維持しようとする。この過程で、自動操縦装置のサーボで制御されているエレベーターの実際の舵角が、自動操縦装置のコマンド値からずれを生じる。このずれは、ＦＣＣ内のＥＣＲＭの機能によりモニターされる。

ＦＣＣは、この不一致が自動操縦装置サーボ系の不具合か操縦士によるマニュアル操縦操作によるものか区別がつかないが、原因がいずれであるかにかかわらず、自動操縦装置による信号と対応する１枚のエレベーター舵角の信号の差が或る数値を超えると、自動操縦装置をディスコネクトする。

(2)　ＬＳＡＳ及びヨー・ダンパーのアラート

最終進入中のＬＳＡＳのアラートについては、ＦＣＣ内の“Consolidated FCC fault report”に、“Failed Monitor : LSAS CMD MON INV,Suspect LRU :FCC-1”という記録があり、ＦＣＣ 1の内部でモニターされているＬＳＡＳコマンドに、“Invalid”の状態が発生していることが認められた。これについては、次のとおりである。

各ＦＣＣは、それぞれ２つのＬＳＡＳチャンネルを持っており、４枚のエレベーターは、２台のＦＣＣ内の４つの独立したＬＳＡＳチャンネルによってコントロールされる。また、それぞれのＦＣＣはセルフ・モニターを行っており、あるチャンネルに故障が発生すると、そのチャンネルのあるＦＣＣの両方のＬＳＡＳチャンネルがディスエンゲージし、別のＦＣＣの２つチャンネルによってコントロールされる。

なお、ＤＦＤＲの記録によれば、２０時１０分４９秒、LIB(Left Inboard)及び ROB(Right Outboard)の LSASが「FAIL」となったが、LOB (Left Outboard)及び RIB(Right Inboard)の LSASは異常がなかったことを示していた。

同じく最終進入中のヨー・ダンパーのアラートについては、２台あるＦＣＣのヨー・ダンパーについての各２チャンネルの内、いずれかのチャンネル

が故障したことを示すものであり、その際、ヨー・ダンパーは、特段の操作が行われなければ、故障したチャンネルを含まないもう一方のＦＣＣのチャンネルで作動する。ＤＦＤＲには、ヨー・ダンパー・チャンネルの不具合を示す記録が無く、事故後も該当するシステムの不具合は認められていない。このことから、ヨーダンパーのいずれかのチャンネルが故障したとすれば、ＤＦＤＲの記録にも残らない一時的なもので、短い時間で当該チャンネルが正常に復帰した可能性が考えられるが、特定することはできなかった。

2.11.3　シミュレーターによる訓練及び再現試験

(1)　シミュレーターによる訓練の状況

本事故前、日本航空（株）は、ＭＤ－１１型機の全操縦士を対象として、同機の航空特性に係るシミュレーター訓練を実施していた。その概要は、縦方向のガストによって自動操縦装置が外れ、機体が大きいピッチ姿勢となった状態で、マニュアル操縦を行うというものであった。なお、同社によれば、自動操縦装置をオーバーライドした結果、同装置がディスコネクトし、機体の動揺が発生した場合を想定したシミュレーター訓練は、禁止事項に該当するため、通常は実施されないとのことであった。

(2)　シミュレーターによる機体の動揺等の再現試験

本事故後、マクドネル・ダグラス社及び日本航空（株）において、フライト・シミュレーターを使用して、事故発生前の対気速度の増加、及び急激な機首上げ後の機体のピッチ変動の繰り返しの再現を試みたが、完全には再現することはできなかった。

風速の変化が再現できなかったことについては、風速データがシミュレーターのソフトウェアに組み込まれていなかったことによるものと推定される。

その後、マクドネル・ダグラス社では、風のデータを概略事故当時の状況に近似させたソフトウェアの変更を行い、エンジニアリング・フライト・シミュレーターによる再現試験を行っている。

その際、ＥＣＲＭ機能が作動し、ＤＦＤＲに記録されたような垂直加速度を再現することができた。また、急激な機首上げ後、ピッチ変動の繰り返しを発生させることもできたが、ＤＦＤＲに記録されているような規則的なピッチ変動の繰り返しは、完全には再現できなかった。

さらに、日本航空（株）のシミュレーターによる機体のピッチ変動の繰り返しの再現性については、事故当時の飛行状況を再現するという視点からの試験では、再現できなかった。しかしながら、ピッチ変化を操縦操作で追いかけるという方法により、同社のシミュレーターでの試験を行ったところ、

機体の周期的なピッチ変動の繰り返しを再現することができた。

なお、マクドネル・ダグラス社のエンジニアリング・フライト・シミュレーターによる試験において、風のデータを入力しないほかは事故当時とほぼ同じ条件で試験した結果、ＥＣＲＭ機能を作動させるのに必要な操舵力は、約５０lbであった。

2.11.4　ＭＤ－１１型機の急激な姿勢変化を起こした事故及びインシデントの例

ＭＤ－１１型機が飛行中に急激な姿勢変化を起こした主要な事故及びインシデントの例を別添５に掲げる。

２．１２　その他必要な事項

2.12.1　V_{MO}に関する関連文書の記述

V_{MO}の定義等に関する関連文書の記述は、別添１３のとおりである。

V_{MO}は、運用限界であり、操縦士が「故意に超えてはならない速度」である。

V_{MO}を超過した場合は、整備マニュアルにより飛行後に特別の点検が必要になる。

2.12.2　シート・ベルト着用に関する日本航空（株）の社内規程等

事故当時、日本航空（株）のＯＭには、乗客への案内について、「客室乗務員は、離着陸前、旅客が座席ベルトを着用するよう直接または機内アナウンス等で徹底を図るとともに確認を行う。」、「乱気流中の飛行等、航行中のベルト着用サイン点灯時においては、機内アナウンスによりその徹底を図る。なお、航行中において長時間ベルト着用サインが点灯している場合、適切な間隔で繰り返し徹底を図る。」等のことが記述されており、また、客室乗務員について、「客室乗務員は、ベルト着用サイン点灯時には、所定の座席に着席し座席ベルトを着用する。」等のことが記述されていた。

なお、上記の記述を盛り込んだＯＭ改訂版を発行する際、同社の国際客室乗員部、国内客室乗員部及び機内サービス部の連名により「機内サービス速報別冊１２３号」が発行され、その中で、上記ＯＭの改訂時（改訂日；平成３年１２月１５日）の趣旨は、概略次の２点であることが述べられていた。

(1)　ベルト・サインが「着席して座席ベルトを締めていないとけがする程度に危険－揺れに対するWARNING」の意味で点灯されるようになる。

ベルト・サイン点灯中の離席は、病人の看護など人道上やむを得ない場合を除いて原則として認められなくなる。

(2)　乱気流中の飛行でベルト・サインが点灯したとき、客室乗務員は目視による直接の座席ベルト着用確認は行わずＰＡにより徹底を図る。

ベルト・サインが「WARNING」の意味で点灯されることから、乗務員はベルト・サインが点灯したとき、ギャレーの危険物の収納やラバトリーに並んでいるお客様の着席案内など、最小限の安全措置を講じて着席することを原則とする。

2.12.3　負傷者発生時における情報伝達及び救急活動の細目に係る日本航空（株）の社内規程等

最終進入中のように、操縦室との連絡が制約される場合において、負傷者が発生したときの関係者間の情報伝達をどのように行うべきかについて、同社のＯＭには明確な記述がなかった。

さらに、負傷者が発生した場合の地上における一般的な対応については、同社の「International Passenger Manual」に記載されていたが、名古屋空港での救急活動の具体的な細目は、定められていなかった。

2.12.4　本事故発生前に製造会社及び運航会社により講じられていた主要な措置等

本事故に関連する事項で、本事故発生前に製造会社及び運航会社により講じられていた主要な措置等は、別添６のとおりである。

３　事実を認定した理由

３．１　一般事項

3.1.1　機長及び副操縦士は、適法な航空従事者技能証明及び有効な航空身体検査証明を有していた。

3.1.2　同機は、有効な耐空証明を有しており、所定の整備及び点検が行われていた。

3.1.3　気象の状況

ＡＤＡＳ記録のＳＡＴのデータ及び事故発生後に観測された潮岬及び浜松のエマグラムから、事故発生当時、同機が通過した志摩半島上空の経路付近には、大気温度の逆転層が存在したものと推定される。

さらに、ＡＤＡＳのデータから、同経路付近には、風向・風速の変化を伴った鉛直ウインドシア（2.6.2 の(注)参照）が存在したものと推定される。

上記の大気温度の逆転層及び鉛直ウインドシアは、局所的な大気の擾乱であったものと推定される。

なお、ＤＦＤＲ、ＡＤＡＳの記録等から、対地速度と真対気速度（計算値）の差を求め、機体の姿勢変化の影響を補正して、同経路付近で同機が受けた風速の変化を計算すると別添３のとおりとなり、同機は、１．７～２．８kt/sに達する風速の時間的変化を受けたものと推定される。（別添３参照）

３．２　事故発生までの同機の飛行状況

ＤＦＤＲ及びＡＤＡＳの記録によれば、同機が離陸してから事故発生直後までの飛行状況は、以下のとおりであったものと推定される。

3.2.1　離陸から降下途中にＣＡＳが３５０ktを超過するまで

同機は、離陸後、特段の問題なく巡航（ＦＬ３７０）を続け、１９時３４分ごろ、ＦＬ３７０から降下を開始したものと推定される。

自動操縦装置はＡＰ２がエンゲージされており、ＦＬ２９０まで降下した同機は、いったん水平飛行した後、１９時４４分５９秒、ＦＭＡの表示が変わり、自動操縦装置のＶ／Ｓモードにより ＦＬ２９０から降下を開始したものと推定される。この時のＣＡＳは、２６２ktであった。

同４５分０９秒 から同１０秒にかけて、ＦＭＡの表示が変わり、このころ自動操縦装置はフライト・レベル・チェンジ・モードに変更され、同機は降下を継続したものと推定される。同０９秒、自動操縦装置にはレベル・オフ高度として９，０００ftが設定されていた。

なお、降下のためにフライト・レベル・チェンジ・モードを選択すると、オート・スロットルがアイドル・クランプにセットされ、自動操縦装置が、機体のピッチ角を変化させることによって、対気速度を設定した値に制御しながら機体を設定高度まで降下させる。

同４５分５８秒、ＦＭＡの表示から、同機は、フライト・レベル・チェンジ・モードにより、降下を継続していたものと推定される。この時、自動操縦装置には、レベル・オフ高度９，０００ft及び対気速度３５０ktが設定されていた。

同４６分３５秒から同３６秒にかけてＦＭＡの表示が変わり、このころ自動操縦装置はＶ／Ｓモードに変更されたものと推定される。同３５秒、同機は、高度が２３，７００ft、ＣＡＳが３１１ktであった。

同４６分４４秒、降下率が約－５，０００ft/minとなっていたが、これは、自動操縦装置の降下率が－５，０００ft/minに設定されていたことによるものと考えられる。

同４７分０８秒、高度２１，３００ft付近でオート・スロットルがディスコネクトされた。この時以降、同４８分４０秒までオート・スロットルはディスコネクト

された状態であった。なお、エンジン推力について、スロットル・レゾルバー角（ＴＲＡ）でみると、オート・スロットルがディスコネクトされた時、ＴＲＡは３本とも３８度（アイドル・ストップ位置）であり、同４８分２６秒まで、ＴＲＡはほとんど変化していなかった。

同４７分１６秒、ＣＡＳが３３９ktまで増加した。この時の降下率は約－４，０００ft/minとなっていたが、これは、自動操縦装置の降下率が－４，０００ft/minに設定されていたことによるものと考えられる。

同４７分２７秒から同２８秒 にかけてＦＭＡの表示が変わり、このころ高度２０，０００ft付近で自動操縦装置のモードがＶ／Ｓモードからフライト・レベル・チェンジ・モードに変更され、降下が継続されたものと推定される。

同４７分４５秒～同５８秒、ＣＡＳは３５０kt付近で安定していた。この時の降下率は、約－３，０００～－３，１００ft/minであった。

ＣＡＳは、同４８分０６秒から同０７秒にかけて約３４４ktまで低下したが、その後増加し始めた。また、降下率は、次第に増加の傾向となり、同４８分１２秒には約－４，２００ft/minとなった。この時、ＣＡＳは３４６ktであった。

同４８分１５秒、高度１７，３００ft付近でＣＡＳが３５１ktとなり、自動操縦装置の設定速度（３５０kt）を超過した。

同１４秒に－４．６° であったピッチ角は、その後、徐々に機首上げ方向に変化し始めた。

このころ同機は、フライト・レベル・チェンジ・モードにより降下を続けていたが、別添３－１に詳述した風の変化を既に受け始めていたものと推定される。

3.2.2　ＣＡＳが３５０ktを超過したころから事故発生直後まで

同４８分１５秒から同１６秒にかけて、機長側のコントロール・コラム・フォース（ＣＷＳ－ＰＩＴＣＨ）が機首上げ側へ顕著に増加し始めた。また、このころから操縦桿の角度（ＣＣＰ）も機首上げ側へ顕著に増加し始めた。これらは、速度の増加を抑えるために機首を上げようとして、機長が操縦桿を引いたことによるものと推定される。結果的に、自動操縦装置がオーバーライドされることとなったものと推定される。なお、別添１のグラフにおいてコントロール・コラム・フォースは、操縦桿の角度よりも約１秒遅れているが、これは、ＡＤＡＳデータをグラフにプロットする際、１秒未満の位置については、パラメーターごとに決められている記録順位に従った位置に記入したため、見かけ上生じた遅れである。その詳細は、別添１４に記載したとおりであり、実際には、ＣＣＰに対する約１秒の遅れはなかったものと推定される。

同４８分１６秒、ＣＡＳは３５３ktとなった。このころ降下率は、約－３，８０

0ft/minであった。

ＣＡＳは、その後も増加を続け、同４８分２０秒には高度１７，０００ftで３６０ktとなった。このころ、降下率は約－３，０００ft/minであった。

同２１秒、スピード・ブレーキが展開を開始し、同２３秒から２５秒にかけて展開角度が急増した。この間、ピッチ角は増加しているが、垂直加速度が減少したのは、自動操縦装置の対気速度制御、前記のオーバーライド操作及びスピード・ブレーキの展開が重なったためと推定される。

ＣＡＳは、更に増加を続け、同２４秒、最大運用限界速度V_{MO}（３６５kt）を超過して３６６ktとなった。この時、降下率は約－２，７００ft/minとなっていた。

同２５秒、スピード・ブレーキの展開角度は約２７°となった。

同２５秒から２６秒にかけて、機長側のコントロール・コラム・フォースは、２５lbとなっているが、これはＡＤＡＳの記録上の飽和点であり、実際の操縦桿には２５lb以上の機首上げ側の力が加えられていたものと推定される。また、操縦桿の角度は、同２５秒、機首上げ側に約4°に増加した。

同２６秒、ＤＦＤＲに自動操縦装置ＯＦＦが記録されていた。なお、製造者によれば、自動操縦装置のＯＮ及びＯＦＦのデータがサンプリングされてからＤＦＤＲに記録されるまでの間に、データ・バス上で最大１秒間の時間遅れがある。したがって、自動操縦装置（ＡＰ２）がＯＦＦとなった実時刻は、同２６秒よりも早かった可能性がある。

同２６秒、機体は急激に大きなピッチ・アップとなり、垂直加速度の値が＋２．８Ｇ、ピッチ角が＋７．４°に達した。その後、同２８秒には垂直加速度が－０．５Ｇ、ピッチ角が０°となった。

なお、ＣＡＳは、同２５秒に３６８ktまで増加したが、その後減少し始めた。

同２６秒から同４１秒までの１５秒間に、機体は５回のピッチ変動を繰り返しており、この間、垂直加速度は＋２．８～－０．５Ｇ、ピッチ角は０°～＋９．１°の範囲で変化した。この間の機長側のコントロール・コラム・フォース及び操縦桿の角度から、機長側の操縦桿には、機首上げ及び機首下げ方向の力が繰り返し加えられていたものと推定される。

同４８分３８秒から３９秒にかけて、スピード・ブレーキは、閉位置となった。

同４８分４１秒、ＤＦＤＲには自動操縦装置（ＡＰ１）及びオート・スロットルがエンゲージされたことが記録されていた。このころ、機体のピッチ変動は、収束し始めた。

なお、同４８分２７秒、ＴＲＡが増加し、同４８分４３秒に３本ともアイドル・ストップ位置に再び揃うまで、ＴＲＡは５４度前後（Ｎｏ．１エンジンのＴＲＡは、最大５７度）まで前進していた。自動操縦装置２がディスコネクトした後、スロッ

トルは３２度／ｓの速さで操作されたものと推定される。マクドネル・ダグラス社によれば、オート・スロットルがスロットルを動かす能力は、最大で８度／ｓということである。したがって、スロットルがアイドル位置から前進したのは、オート・スロットル・システムとは関係しない動きであったものと推定される。

また、自動操縦装置ＯＦＦが記録されている同２６秒から同装置ＯＮが記録されている同４１秒までの間、水平安定板の舵角が機首下げ側にわずかに変位した。この水平安定板の動きについては、次のことが推定される。

- 自動操縦装置はＯＦＦであるので、自動操縦装置によるものではない。
- 操縦桿に２lbを超える力が繰り返し加えられていたことから、ＬＳＡＳのピッチ姿勢保持機能によるものでもない。
- 機首下げ方向への変位であるので、ＬＳＡＳのスピード・プロテクション機能によるものでもない。

なお、この間の水平安定板の舵角変化速度は、マニュアル・トリム速度に対応した部分がある。

３．３　急激なピッチ・アップとその後のピッチ変動の解析

機体の急激なピッチ・アップとその後のピッチ変動が発生したのは、以下の過程によるものと推定される。

(1)　高速降下中における対気速度の急激な増加
(2)　自動操縦装置のオーバーライドとディスコネクト
(3)　自動操縦装置のディスコネクトに伴う急激なピッチ・アップ
(4)　操縦桿に力が加えられていたことと機体の縦安定特性とによる、ピッチ変動の持続

3.3.1　高速降下中における対気速度の急激な増加

(1)　機体に影響した風の変化

同機がＣＡＳ３５０kt付近で降下中、ＣＡＳは、１９時４８分０６秒から同０７秒にかけていったん約３４４ktまで低下し、その後急増して、運用限界であり、操縦士が「故意に超えてはならない速度」であるV_{MO}を超過した。

以下、対気速度の急増に関する解析を行う。

別添３－１によると、ＣＡＳが急増した際、機体に影響した風は、追い風がいったん増加した後に急激に減少しており、強い風速の変化のあったことが推定される。いったん増加した追風が急減する際、機体にとっては向かい風が急激に吹いてきたのと同じ効果がもたらされる。その変化の度合は１．７～２．８kt/sに達していたと推定される。この強い風速の変化のため、対

気速度が急激に増加したものと推定される。

上下方向の風については、迎角の信頼できる値が得られなかったため、値を推定することができなかったが、別添２に示すピッチ変動の解析の結果から、上下風の影響はほとんど無視できるものと推定される。

(2)　自動操縦装置の速度維持機能

同機の自動操縦装置の速度維持機能は、Ｇコントロールと呼ばれる荷重倍数制限を受けている。これは、ＦＣＣにより、飛行中の荷重倍数の変化を制限値以内に抑えるＧ制限の機能である。

フライト・レベル・チェンジ・モードでは、Ｇ制限は０．０７Ｇであり、ＦＣＣ内でフィルター処理された対気速度がV_{MO}－３ktに達すると、Ｇ制限は０．２Ｇに増加する。

１９時４８分１５秒から同１６秒にかけて、機長側の操縦桿に機首上げ側の力が加わり始めたが、自動操縦装置（ＡＰ２）で制御される右内側エレベーターは、機首上げ側の動きが止まり、逆に機首下げ側に動き始めた。

これは、自動操縦装置が、Ｇ制限の範囲内で対気速度を制御しようとしてピッチ角の増加を抑えようとしていたためと推定される。

その結果、同機の垂直加速度は、同２４秒台の途中までは、高々１．１Ｇ付近の値以内に押さえ込まれていた。

同２４秒台の途中から垂直加速度が増加し始めた主な要因としては、操縦桿が大きな力で引かれたことによるピッチ角増加の影響が現れ始めたものと推定され、結果としては、０．２ＧへのＧ制限の増加は行われなかったものと推定される。

Ｇ制限の増加が行われなかったことについて説明すると次のとおりである。2.11.1(2)①で述べたとおり、自動操縦装置が使用する対気速度は、ＦＣＣ内のフィルターで処理されているため、指示対気速度より時間的な遅れがある。この時間的な遅れは、風速の変化が１．１kt/sを超えると、対気速度フィルターの収束特性に影響を与え始める。このことから、自動操縦装置作動中にＧ制限を増加するV_{MO}－３ktには達しなかったものと推定される。

今回のような１．７～２．８kt/sという風速の大きな変化に遭遇した場合には、このフィルターによる時間遅れが、自動操縦装置の対気速度の制御にクリティカルな影響を与えたことが推定される。

以上の関係を概略図で示すと、別添３－２のとおりである。

(3)　操縦士の減速操作の効果

既に述べたとおり、１９時４８分１５秒から同１６秒にかけて、機長側の操縦桿に機首上げ側の力が加わり始めたのは、対気速度の増加を抑えようと

して、機長が操縦桿を引いたことによるものと推定される。また、４８分２１秒からスピード・ブレーキが展開し始め、２５秒ごろには全開となった。しかし、ＣＡＳは、同２４秒にV_{MO}を超え、同２５秒には３６８ktまで増加した。これについて説明すると、次のとおりである。

機長が操縦桿を引き始めた時、自動操縦装置は、エンゲージされていた。

自動操縦装置をエンゲージしたまま、操縦桿に機首上げ側の力を加え、機首を上げようとしても、上記(2)で述べたとおり、自動操縦装置は、Ｇ制限（０.０７Ｇ）を守ろうとして機首下げ方向の操舵をするので、結果的に十分な減速につながらなかったものと推定される。

次に、スピード・ブレーキの効果について触れると、スピード・ブレーキの使用により減速につながる効果としては、機首上げ方向のピッチング・モーメントが発生して機首を上げること、及び抵抗を増加させることが挙げられる。

自動操縦装置をフライト・レベル・チェンジ・モードにした状態でスピード・ブレーキを使用した場合の機体の応答は、次のように考えられる。

自動操縦装置をエンゲージしている時にフライト・レベル・チェンジ・モードにすると、対気速度は、機体のピッチ角を変化させることによって制御される。この速度制御は、「スピード・オン・ピッチ」とも呼ばれる。

今回の場合、スピード・ブレーキが展開された際、背風の減少によって結果的に実際の対気速度が急増するような条件下では、ＦＣＣ内のフィルター処理された対気速度は、実際の対気速度に対して乖離を生じていたものと推定される。（別添３－２参照）　このような条件下においてフライト・レベル・チェンジ・モードでスピード・ブレーキを使用しても、機体の速度は低下せず、むしろ、自動操縦装置は、目標対気速度を維持しようとして、降下率を増加させようとすると考えられる。つまり、フライト・レベル・チェンジ・モードでスピード・ブレーキを展開させても、自動操縦装置は、速度を維持しようとしてエレベーターを機首下げとする命令を出すであろうと推定される。

スピード・ブレーキ展開時、エレベーターの角度が機首下げに命令されていたことについて、自動操縦装置の仕組みから、次の二つのことが考えられる。

先ず、自動操縦装置のインナー・ループは、主翼における空力上の変化及び尾翼への吹きおろしの変化による機首上げモーメントを打ち消そうとすることが考えられる。次に、自動操縦装置のアウター・ループは、対気速度を維持しようとして、エレベーターを機首下げ側にする命令を出すことが考え

られる。

さらに、今回の場合には、上記（2）で述べたとおり、自動操縦装置作動中のG制限が0．07Gのままであったものと推定されることもあり、スピード・ブレーキの展開に伴う機首上げ方向のピッチング・モーメントの効果は、一時的なものに止まり、また、抵抗が増加することによる減速効果も、直ぐに効くものではないことから、いずれも自動操縦装置の機能によって抑制されたものと推定される。

以上のことから、V_{MO}を超える直前でスピード・ブレーキを展開しても、減速にはつながらなかったものと推定される。

また、機長は、その口述によれば、減速のために自動操縦装置の降下率の設定を変更した可能性がある。この操作が適切に行われたとすれば、同機の自動操縦装置は、フライト・レベル・チェンジ・モードからV/Sモードへ切り換わらなければならなかった。しかしながら、DFDR記録によれば、そのようなモードの切り換えがなされたという形跡は認められなかった。この現象に対応する自動操縦装置の不具合は、事故後の調査では発見されていない。

対気速度の急増を抑える別な方法として、自動操縦装置をディスコネクトしてマニュアル操縦に切り換え、スピード・ブレーキ操作とコントロール・コラムによる機首上げ操作とにより、所望の減速効果が得られたことも考えられる。

3.3.2　自動操縦装置のオーバーライドとディスコネクト

ピッチ変化をもたらす方向に操縦桿に力が加えられて自動操縦装置のオーバーライドが続けられていると、自動操縦装置が制御するエレベーター以外の3枚のエレベーターは、機械的リンケージによって自動操縦装置に制御されているエレベーターと連結して追従はしているものの、リンケージには遊び等があるため、ある程度操縦桿の動きに対応した舵角変化を生じる。一方、自動操縦装置によって制御されているエレベーターは、自動操縦装置に直接つながっているため、操縦桿の動きに対応した舵角変化を生じにくい。19時48分16秒を過ぎたころから、AP2で制御されるエレベーター（RIB）と他の3枚のエレベーターとの間の舵角の差が顕著となり始めた。これは、自動操縦装置がオーバーライドされたため、上記の状況が発生したことによるものと推定される。

しかし、自動操縦装置によって制御されているエレベーターの舵角も、操縦桿に大きな力が加えられると、自動操縦装置が命令している舵角からのずれが大きくなり、そのずれが限度を超えるとECRM機能が作動して、自動操縦装置がディスコ

ネクトする。

3.2.2 に述べたとおり、急激な機首上げが発生する直前、右内側エレベーターには機首下げを行おうとする自動操縦装置からの信号入力とともに、減速のための機首上げを行おうとするオーバーライド入力が加えられていたものと推定される。このオーバーライド操作が継続された結果、上記によるＥＣＲＭ機能が作動して自動操縦装置がディスコネクトしたものと推定される。

自動操縦装置のディスコネクトについての補足説明を、別添１５に記述した。

3.3.3　自動操縦装置のディスコネクトに伴う急激なピッチ・アップ

自動操縦装置をオーバーライドして操縦桿を動かすと、自動操縦装置が抵抗するため、かなりの力が必要となる。

自動操縦装置がディスコネクトした際に操縦桿に大きな力がかかっていると、自動操縦装置が制御していたエレベーターの舵面も急激に他の３枚と同一方向に動き、また、操縦桿に加えられていた力によって舵面が更に変位し、突然の大きなＧを伴うピッチ変化が発生する。

事故当時、自動操縦装置のディスコネクトが操縦桿の引き起こし時に起きており、ディスコネクト時に、エレベーターが４枚とも機首上げ側に動いたこと及びそれまで自動操縦装置のエレベーター操舵で打ち消されていたスピード・ブレーキによる機首上げモーメントが重なったことにより、急激なピッチ・アップが発生したものと推定される。

3.3.4　操縦桿に力が加えられていたことと機体の縦安定特性とによる、ピッチ変動の持続

１９時４８分２６秒から４１秒までの１５秒間に、５回の大きなピッチ変動が繰り返された。

別添２で説明したとおり、ピッチ変動の繰り返し（ピッチ振動）は、ＭＤ－１１型機の縦安定特性並びに操縦士の機首上げ及び機首下げ方向の操縦操作が、相互に影響し合って発生したものと推定される。

また、別添２のグラフから、ピッチ変動が繰り返された後、コントロール・コラムの角度の変動が減少したのに合わせて、ピッチ変動が収束する傾向を示していることが理解される。

ピッチ変動が繰り返されたことについては、ひとつには、いわゆるＰＩＯ（Pilot Induced Oscillation）に陥ったことが関与した可能性が考えられる。

ＰＩＯとは、操縦士が航空機を安定させようと操縦する結果発生する操縦士の意図に反した機体の振動現象と理解されている。

ＰＩＯが発生した場合、機体固有の安定性が損なわれていないことを前提として、操縦士が、自らの操縦入力がその事象の一部として関わっていることに気がつき、操縦桿を操作することを中止すれば、通常ＰＩＯは終息すると理解されている。

今回の事故と類似の事故において、ピッチ変動の繰り返しを、「PILOT INDUCED OSCILLATION」あるいは「OVERCONTROL-RELATED PIOs」という表現で説明している航空事故調査報告書の事例もある。

しかし、航空機設計者には、ＰＩＯは、航空機の開発段階で解決されるべきものとする考え方があり、類似の現象を説明するのにＡＰＣ（AIRCAFT-PILOT COUPLING）という用語が用いられるようにもなってきている。ＡＰＣは、機体の振動運動以外の現象も含む、より広い意味を有している。

いずれの用語を使用するにしても、自動操縦装置がディスコネクトした後、操縦士によるコントロール・コラムへの機首上げ・機首下げ方向の操縦入力と同機の縦安定特性の相互関係が、ピッチ変動を持続させる状態で継続したことにより、事故当時、ピッチ変動が繰り返されたものと推定される。

なお、ＭＤ－１１型機の場合、ＬＳＡＳを含めた形態でマニュアル操縦時の固有の安定性が補強されているので、事故当時のようなピッチ変動が発生した際にそれから逃れる方法は、現在、操縦士が操縦桿の手を緩めるか、必要な場合には手を放すことが有効であるとされている。

ピッチ変動の繰り返しについて、更に詳しく説明すると次のとおりである。

事故当時のように、急激なピッチ・アップが発生した場合、操縦士が修正操作（初めは機首下げ操作）をとるまでに、通常約０．２秒の時間遅れがあるといわれている。

また、操縦士が機首下げ操作を開始してから昇降舵の舵角が減少し始めるまでの時間遅れは、製造者によれば、約０．２秒である。

さらに、昇降舵角の減少開始からピツチ角の減少開始までに約１．５秒の時間遅れがあるものと推定される。

したがって、操縦士が機首下げの必要性を認識してから、機首下げ操作を行い、結果があらわれるまでに約１．９秒を要することとなる。これは、事故当時のピッチ振動の周期（約３秒）の約６割である。

この約０．６周期の間にピッチ振動の位相が進み、当初の機首上げ方向の機体の動きは、機首下げ方向に変化を続けている途中となっている可能性がある。その時、前記の機首下げ方向の操縦操作の結果としての機首下げモーメントが約１．９秒遅れで加わることとなれば、機首下げ側の機体の動きが更に助長されることとなる。

同様に、機首下げ方向の機体の動きを止めようとする機首上げ操作についても、

その結果としての機首上げモーメントの発生が約０．６周期遅れとなり、操縦士

の意図とは反対に、既に機首上げ方向に変わっていた機体の動きを更に助長する結果をもたらす可能性がある。

以上のように、操縦士が機体を安定させようとしてコントロール・コラムの操作を繰り返すと、機体はかえって振動運動を繰り返してしまう可能性がある。

これを安定させるため、より素早く適切な操縦操作をしようとしても、人間の反応速度には限界があり、また、適切な操舵量を操縦士が瞬間的に正確に判断することにも限界のあることが考えられる。

したがって、ＭＤ－１１型機の場合、事故当時のような急激なピッチ変動に陥った際、マニュアル操縦においては、ＬＳＡＳによる固有の安定性によって機体を安定させるよう、操縦桿の手を緩めるか、必要な場合はコントロール・コラムから手を放すという操縦操作をすることが重要な意味を持つものと考えられる。

３.４　操縦操作に関与した要因

事故当時、自動操縦装置がオーバーライドされ、ディスコネクトして急激なピッチ・アップが発生した後、コントロール・コラムにかなりの操舵力が加えられ、ピッチ変動が繰り返された。

このような操縦操作が行われたことについては、ＭＤ－１１型機の自動操縦装置の特性並びに同型式機の縦安定特性及びピッチ変動が発生した際の回復操作に関し、操縦士が十分に習熟することができなかったことが関与した可能性が考えられ、このことには、以下の要因が関与した可能性が考えられる。

(1)　ＦＣＯＭ（ＡＯＭ）の内容が十分ではなかったこと等

自動操縦装置をオーバーライドしてはならないこと及び急激なピッチ・アップが発生した後は、操舵力を緩め、必要な場合には操縦桿から手を放すことが不可欠であることについて、また、自動操縦装置によって飛行中にV_{MO}を超過しそうになった場合の対処手順について、本事故発生前のマクドネル・ダグラス社のＦＣＯＭ及びそれに基づいた日本航空（株）のＡＯＭの記述は、以下の点で十分ではなかったものと認められる。

①　自動操縦装置のオーバーライドについて

２.１１.１(2)で述べたとおり、マクドネル・ダグラス社は、本事故発生前に実施した運航者に対するセミナーにおいて、同機の自動操縦装置に関し、「Never Override the Auto-pilot」という「Note」を紹介していた。

これは、航空法でいう運用限界に匹敵する表現であるが、事故発生前のＦＣＯＭでは、シビア・タービュランス中の飛行が係る項目で、「Do not attempt to overpower the autopilot with control force.」という「CAUTION」を記載するに止まっていた。

これに対応した日本航空（株）のＡＯＭでは、「Control Forceによって Autopilotを Overrideしようとしてはならない。」という表現となっていた。

また、事故発生前のＦＣＯＭ（ＡＯＭ）では、自動操縦装置で降下中に機首上げ方向にオーバーライドすると、自動操縦装置がディスコネクトした際に、オーバー・コントロールになることには触れられていたが、急激なピッチ・アップが発生するとの具体的な記述はなかった。

なお、自動操縦装置がオーバーライドされた場合に操縦士に警報を発する装置が付加されていれば効果的であったと考えられるが、特段このような装置が付加されてはいなかった。

② 高空におけるマニュアル操縦特性について

高空におけるＭＤ－１１型機のマニュアル操縦特性に関し、事故発生前のＦＣＯＭ（ＡＯＭ）では、シビア・タービュランス中の飛行が係る部分において、縦方向（ピッチ）のコントロール・フォースは、低高度と比較して軽くなっていることに触れ、自動操縦装置がオフ、すなわちマニュアル操縦をする場合、機体姿勢を制御するためのインプットを最小とし、可能な限りコントロール・コラムへのインプットを緩め、ＬＳＡＳにより機体姿勢を維持させる等のことを記述していたが、シビア・タービュランス中の飛行が係る部分以外では、このような記述がなされておらず、また、自動操縦装置がディスコネクトした後の回復操作について、必要な場合には、コントロール・コラムから手を離すということには触れられていなかった。

③ 最大運用限界速度（V_{MO}）を超過しそうになった場合の対処手順について

本事故発生前、ＣＡＳが急増し、V_{MO}を超過した。

V_{MO}は、運用限界であり、操縦士が故意に超えてはならない速度である。

本事故によって、自動操縦装置に目標対気速度を設定した場合、風速変化の度合いによっては対気速度の収束が遅れ、設定速度によっては、V_{MO}を超過することがあり得ることが判明した。

設計上の立場からは、V_{MO}は、一時的に超過しても安全飛行に悪影響を及ぼさないように設定されている。しかしながら、操縦士としては、対気速度がV_{MO}を超えそうになれば、何らかの対応操作により、対気速度の増加を抑えようとすることが考えられる。その場合、高度にコンピュータ制御された航空機ほど、操縦士がどのような減速操作をするのがよいか、手順が明確になっていることが望ましいと考えられる。

しかし、ＡＯＭには、自動操縦装置に対気速度を設定して降下中、対気速度が運用限界であるV_{MO}を超えることがあるとの記述はなく、また、V_{MO}を超えそうになった場合に操縦士がどのように対処すべきかについての記述は

なかった。

(2) シミュレーターを用いた教育・訓練の不十分

同機の操縦士は、高空における本機の縦安定特性に関し、運航者が作成した「MD-11 PILOT FLIGHT TRAINING GUIDE」の配布を受けていたことから、「激しい Turbulenceに遭遇した時」という項目中ではあったが、自動操縦装置をオーバーライドしてはならない理由、すなわち自動操縦装置がディスコネクトした時に機体に大きなＧをかけることになることについて知り得る機会があったものと推定される。

その後、同機の操縦士は、高空特性についてのシミュレーター訓練も受けていた。

しかしながら、事故前は、自動操縦装置が、オーバーライドされてディスコネクトし、その結果機体の動揺がもたらされることについては、禁止事項に係る事柄であるので、基本的にはシミュレーターの訓練項目には含まれないものとされていた。また、ピッチ変動の規則的な繰り返しについてもフライト・シミュレーターで再現することができなかったと推定される。このことから、自動操縦装置で飛行中に操縦士は操縦桿に力を加えてはならないこと、ＭＤ－１１型機の縦安定特性あるいはピッチ変動からの回復操作に関し、操縦士が訓練の中で十分に習熟する機会がなかった可能性が考えられる。

さらに、調査の結果、事故前は、本事故のような大きな風速の変化を受けてV_{MO}を超過してしまうような対気速度の変化を、フライト・シュミレーターは再現できなかったと推定される。このことから、操縦士は、自動操縦装置で対気速度を選択して飛行中に、V_{MO}を超えそうになった場合の対処手順について、十分に習熟する機会がなかった可能性が考えられる。

３．５　操縦室及び後部ギャレーにおける加速度

操縦室位置及び重傷者が発生した後部ギャレー位置で発生した垂直方向の加速度がどの程度の値となったかを、ＤＦＤＲのデータから推定した。

推算の方法及び結果は、別添４のとおりであり、垂直加速度の最大値は、事故当時の最初の大きなピッチ・アップ時に発生しており、操縦室位置で＋２．５Ｇ、後部ギャレー位置で＋３．２Ｇと推算された。

最初の大きなピッチ・アップ後に繰り返されたピッチ変動の推算結果について、特筆すべき事柄としては、操縦室位置では、＋１．６～＋１．７Ｇのピークが３回発生し、マイナスＧは発生しなかったが、後部ギャレー位置では、＋２．５Ｇのピークが３回、マイナスＧのピークが４回生じたことが挙げられる。マイナスＧのピーク値は、約－０．８Ｇと推算された。

なお、大きな垂直加速度が発生した時間帯における横加速度の変化は、値としては小さく、全振幅で０．０８Ｇ程度の変動が見られた。

３．６　シート・ベルト着用のサインの点灯時期

ＣＶＲに事故当時の音声が記録されていなかったので、どの時点でシート・ベルト着用のサインが点灯したかを特定することは困難であるが、機長、客室乗務員及び乗客の口述を総合すると、同機が急激なピツチ・アップを起こす２～３分前に、シート・ベルト着用のサインが点灯していたものと推定される。

３．７　負傷者の発生状況

負傷者の内訳は、重傷者については、主に骨折であり、軽傷者については、主に打撲、挫傷及び捻挫等であった。

負傷の時期については、負傷者の口述によれば、重傷者については、通路を歩行中及びギャレーで立ったままの作業中に機体の激しい上下の揺れが発生した際、肘掛け及び床にたたきつけられたり、天井及び非常口案内灯に当たったりして負傷したものと推定される。

重傷者は、機体後部に集中していたが、これは、機体のピッチ変動の結果、機体後部に大きな垂直加速度が発生したことによるものと推定される。

また、重傷者は、すべてシート・ベルトをしていなかった者であり、シート・ベルトを着用していれば、重傷者の発生は、防ぐことができたものと推定される。

３．８　負傷者がシート・ベルトを着用していなかった理由

シート・ベルトを着用していなかったのは、乗客については、口述を総合すれば、次の(1)～(3)のとおりであったと推定される。

(1)　化粧室から座席に戻る途中の通路にいた。

(2)　座席で休んでいた。

(3)　化粧室の中で身繕い中であった。

また、客室乗務員については、シート・ベルト着用サインが点灯されたので、保安要員として乗客の座席ベルト着用状況を確認後、名古屋空港に到着間近であったことから免税品の書類整理等の後片付けを行っていた等のためと推定される。

３．９　救急活動

同機が名古屋空港へ進入中であったことから、操縦士と客室乗務員の間で的確に情報を伝達し合う時間及び同機と日本航空（株）名古屋空港支店との間で機内の状況について交信する時間に制約があり、不十分な情報の範囲内で機内及び地上の対応が取

られたものと推定される。

また、同機が着陸後、負傷者の搬出を慎重に行う必要があったため、最初の救急車到着から負傷者の搬送開始まで、約４０分を要したものと推定される。

なお、飛行中情報伝達が制約される場合に負傷者が発生したときの関係者間の情報伝達、及び名古屋空港での救急活動の具体的細目について、日本航空（株）の社内規程に明確に記述してあれば効果的であったものと考えられるが、2.12.3で述べたとおり、同社の社内規程には、このような記述は無かった。

4　原　因

本事故は、同機が着陸のために降下中、シート・ベルト着用のサインが点灯後、機体の急激なピッチ・アップとそれに続くピッチ変動の繰り返しが発生したため、乗客及び客室乗務員が負傷したことによるものと推定される。

負傷者は、軽傷であった１名を除き、シート・ベルトを着用していなかったものと推定され、このことが負傷の発生に関与したものと推定される。

機体の急激なピッチ・アップとそれに続くピッチ変動の繰り返しは、以下の過程により発生したものと推定される。

(1)　同機は、急激な風速の変化に遭遇したため、対気速度が、いったん減少後、目標対気速度を超えて急速に増加した。

自動操縦装置が使用するフィルター処理された対気速度には、指示対気速度に比べ時間遅れがあり、１．１kt/sを超える風速の変化を受けて対気速度を目標速度に収束させるための同装置からの指示が遅れるとともに、機長が操縦桿を操作して機首上げを試みる等、対気速度を抑えようとしたものの、その効果が自動操縦装置の働きによって抑制され、その結果、同機の対気速度は、V_{MO}を超えるに至った。

(2)　機長が機首上げのため操縦桿を操作し、この結果、自動操縦装置の指示する昇降舵の舵角から、実際の舵角が許容量を超えて変位したため、自動操縦装置がディスコネクトした。

(3)　自動操縦装置がディスコネクトしたため、機長の機首上げ操作の効果を抑制していた同装置の働きがなくなり、同機の急激なピッチ・アップが発生した。

(4)　その後もコントロール・コラムに加えられた機首上げ及び機首下げ方向の操縦入力と同機の縦安定特性の相互関係が、機体のピッチ変動を持続させる状態で継続したことによりピッチ変動が繰り返された。

急激なピッチ・アップが発生し、その後もピッチ変動が繰り返されたことについて

は、ＭＤ－１１型機の自動操縦装置の特性並びに同型式機の縦安定特性及びピッチ変動が発生した際の回復操作に関し、操縦士が十分に習熟することができなかったことが関与した可能性が考えられ、このことについては、以下の要因が関与した可能性がが考えられる。

(1) 以下の点に関し、ＦＣＯＭ（ＡＯＭ）の内容が十分でなかったこと等

① 自動操縦装置のオーバーライドについて

② 高空におけるマニュアル操縦特性について

③ V_{MO}を超過しそうになったときの対処手順について

(2) シミュレーターを用いた教育・訓練の不十分

５　参考事項

本事故に関連する措置等で、本事故後に関係各機関、運航会社及び製造会社により講じられたものは、次のとおりである。

５．１　航空事故調査委員会

航空事故調査委員会は、本事故後、運輸大臣に対して、別添１１－１に掲げる２件の建議を行った。

５．２　運輸省航空局

本事故後、運輸省航空局が講じた主要な措置は、別添１１－２のとおりである。

５．３　製造会社及び運航会社

本事故後、マクドネル・ダグラス社（現ボーイング社）及び日本航空（株）が講じた主要な措置等は、別添１１－３のとおりである。

５．４　アメリカ合衆国国家運輸安全委員会（ＮＴＳＢ）

ＮＴＳＢは、本事故及び１９９６年７月１３日に米国内で発生したアメリカン航空１０７便の事故に関連して、別添１１－４のとおり、背景の説明と米国連邦航空局（ＦＡＡ）に対する安全勧告を行った。

6　安全勧告

航空事故調査委員会は、本事故に鑑み、アメリカ合衆国連邦航空局に対し、ボーイング社が、以下について検討し、所要の処置を講ずるようにすることを勧告する。

(1)　自動操縦装置のディスコネクトに関する再検討

本事故において、急激な機首上げが発生したのは、自動操縦装置がオーバーライドされ、操縦桿に力がかかった状態でディスコネクトした結果によるものであったことから、以下について更に検討する必要がある。

①　自動操縦装置の改善

自動操縦装置をオーバーライドした結果ディスコネクトしても、急激な機体の姿勢変化をもたらさないよう、自動操縦装置を設計変更すること。

②　ＦＣＯＭ再改定の検討

自動操縦装置がエンゲージされている場合に、操縦士が操縦桿に力を加えてはならないこと、及びこのような操作をした結果自動操縦装置がディスコネクトすると、急激な予期しない機体の応答がもたらされるという趣旨のことが、本事故後、ＦＣＯＭ「Supplemental Procedures」中の「 AUTOMATIC FLIGHT SYSTEM(AFS)」の「GENERAL OVERVIEW」において、「 WARNING」として記述されている。その内容は、類似事故の再発防止を図るためには不可欠の事柄であると考えられるので、自動操縦装置の設計変更が技術的に困難な場合には、運用限界に関する章に記載すること。

また、機体の動揺からの回復については、マニュアル操縦時は、操縦士が操縦桿の手を緩め、オーバー・コントロールとならないようにすること及び必要な場合には操縦桿から手を放すことが不可欠と考えられるので、この操作に関しては、非常操作に関する章に記載すること。

③　自動操縦装置がオーバーライドされてしまった場合、そのことを操縦士に警報する装置の検討

自動操縦装置の設計変更が技術的に困難な場合には、自動操縦装置が誤ってオーバーライドされてしまったとき、そのことを操縦士に知らせる警報装置の搭載を検討すること。

(2)　自動操縦装置の目標速度への収束特性等に関する改善の検討

本事故調査の結果、自動操縦装置に目標対気速度を設定した場合、風の変化の度合いによっては対気速度の収束の遅れが大きくなり、設定速度によっては、V_{MO}を超過することがあり得ることが判明した。

このことから、ＭＤ－１１型機の自動操縦装置に関し、以下の検討を行うこと。

① 自動操縦装置の対気速度制御と対気速度変化に対する操縦士の認識との乖離を少なくするため、自動操縦装置の対気速度制御に用いられる対気速度を、操縦士が計器で認識できる指示対気速度にできるだけ近づけるよう、自動操縦装置のソフトウェアの見直しを行うこと。

② 自動操縦装置の対気速度制御の変更が技術的に困難な場合は、ＦＣＯＭの記述の見直しを行い、次の２項目について充実を図ること。

ａ 目標対気速度への収束が遅れ、V_{MO}を超過することがあり得ること。

ｂ V_{MO}を超過しそうになった場合の適切な対処手順

(3) シミュレーター訓練プログラムの見直し

(1)及び(2)の設計変更がなされない場合には、操縦士がＭＤ－１１型機の操縦特性に十分習熟できるようにするために、以下の内容を含むシミュレーター訓練プログラムを設定することについて、検討を行うこと。

① 急激な風速の変化によって対気速度が急増し、V_{MO}を超過しそうになった場合にとるべき適切な対処手順

② 自動操縦装置が、オーバーライド操作の結果ディスコネクトした場合の機体の急激な動揺、並びにその動揺を収束させるためにとるべき適切な操縦操作及び動揺を持続させてしまう操縦操作

７ 所 見

７.１ 平成１１年３月５日、当委員会は、運航中の航空機におけるシート・ベルト常時着用の促進に関する建議を行ったところであるが、本事故では、シート・ベルト着用のサイン点灯後も着席せずに作業を行っていた客室乗務員が負傷したと推定されることから、同サイン点灯時の客室乗務員の対応のあり方も、前記建議に応じた検討を行う際の検討事項に含めることが適当である。

７.２ 本事故では、航空会社が救急車の出動を要請した際、負傷者の年齢、性別、負傷の状況が不明であるとして、消防署にこれらの情報が伝えられなかったものと推定される。

このことについては、同機が着陸のための進入中であったため、情報伝達に制約があったとはいえ、こうした状況下で負傷者が生じた場合における機内及び地上関係者の間の情報伝達のシステムが十分に定式化されていないことが関与したものと考えられる。したがって、各航空会社は、このような状況下においても必要な情報が関係者間で確実に伝達されるような仕組みを検討する必要がある。

また、各航空会社は、機内で負傷者が発生した場合に着陸後に実施すべき措置について、就航している空港ごとの具体的な事情に応じた所要の手順を設定する必要がある。

７．３　ＣＶＲは、事故発生前後における機内の状況を客観的に解析するために重要な情報を記録する装置である。

同機のＣＶＲに記録されていたのは、同機が駐機場に停止後に実施された整備等に関する音声だけであった。

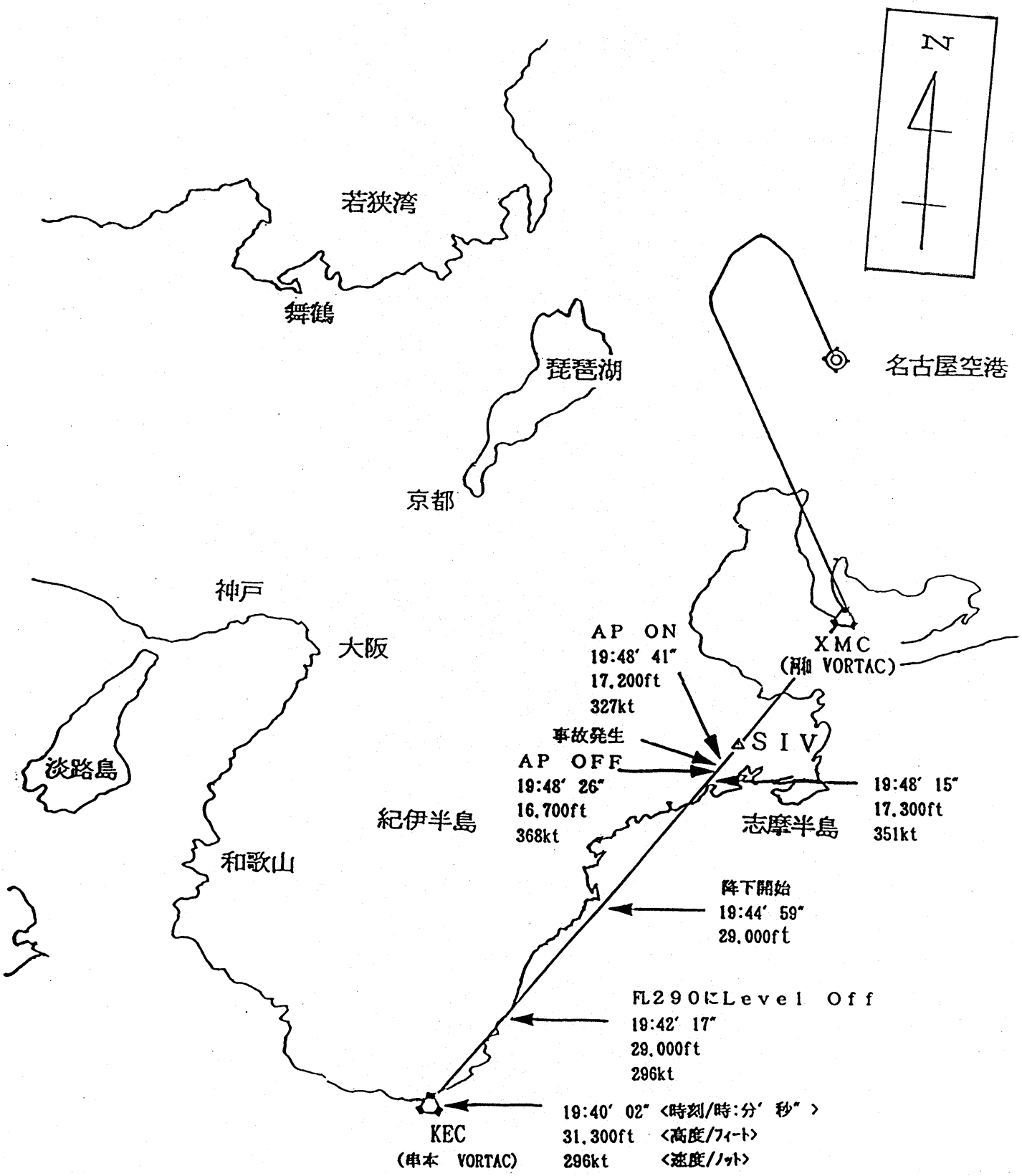
同機のＣＶＲには、同装置が停止するまでの３０分間の音声が記録されることとなっており、事故当日、同機が駐機場で停止した時刻（ブロックイン時刻）が日本時間では２０時１６分となっていたことから、同機がブロックイン時にエンジンを停止した際、速やかにＣＶＲを停止する操作が行われていれば、事故発生前後の音声記録が保存され、事故発生前後の機内の状況を客観的に解析するのに大いに役立ったものと考えられる。

関係航空会社は、事故に係るＣＶＲ記録が無為に失われることを防止するためのＣＶＲシステム改修の技術的な検討及び組織的対応についての検討並びに記録時間が３０分よりも長い性能を有するＣＶＲに変更することの検討を行い、所要の措置を講ずる必要がある。

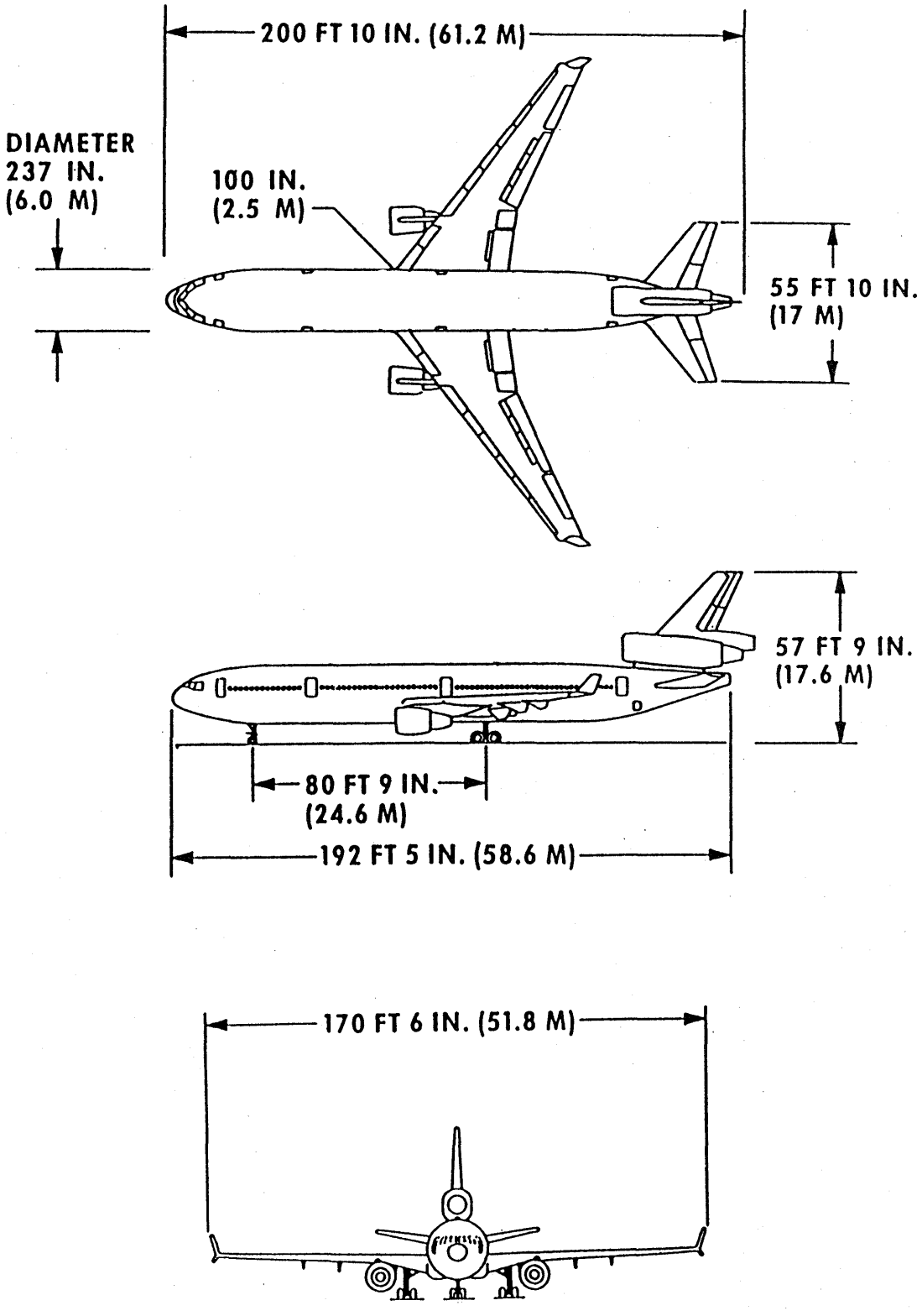
付図、写真一覧

付図１　推定飛行経路図
付図２　ダグラス式ＭＤ－１１型三面図
付図３　事故発生当初の負傷者の位置
付図４　地上天気図
付図５　７００hPa解析図
付図６　５００hPa解析図
付図７　雲解析情報図
付図８　レーダー・エコー合成図
付図９　エマグラム（潮岬）
付図10　エマグラム（浜松）
写真１　散乱した後部ギャレー
写真２　転倒したミール・カート（後部ギャレー）
写真３　飛散した非常口カバー（Ｌ４ドア）
写真４　非常口カバーがない状態（Ｌ４ドア）

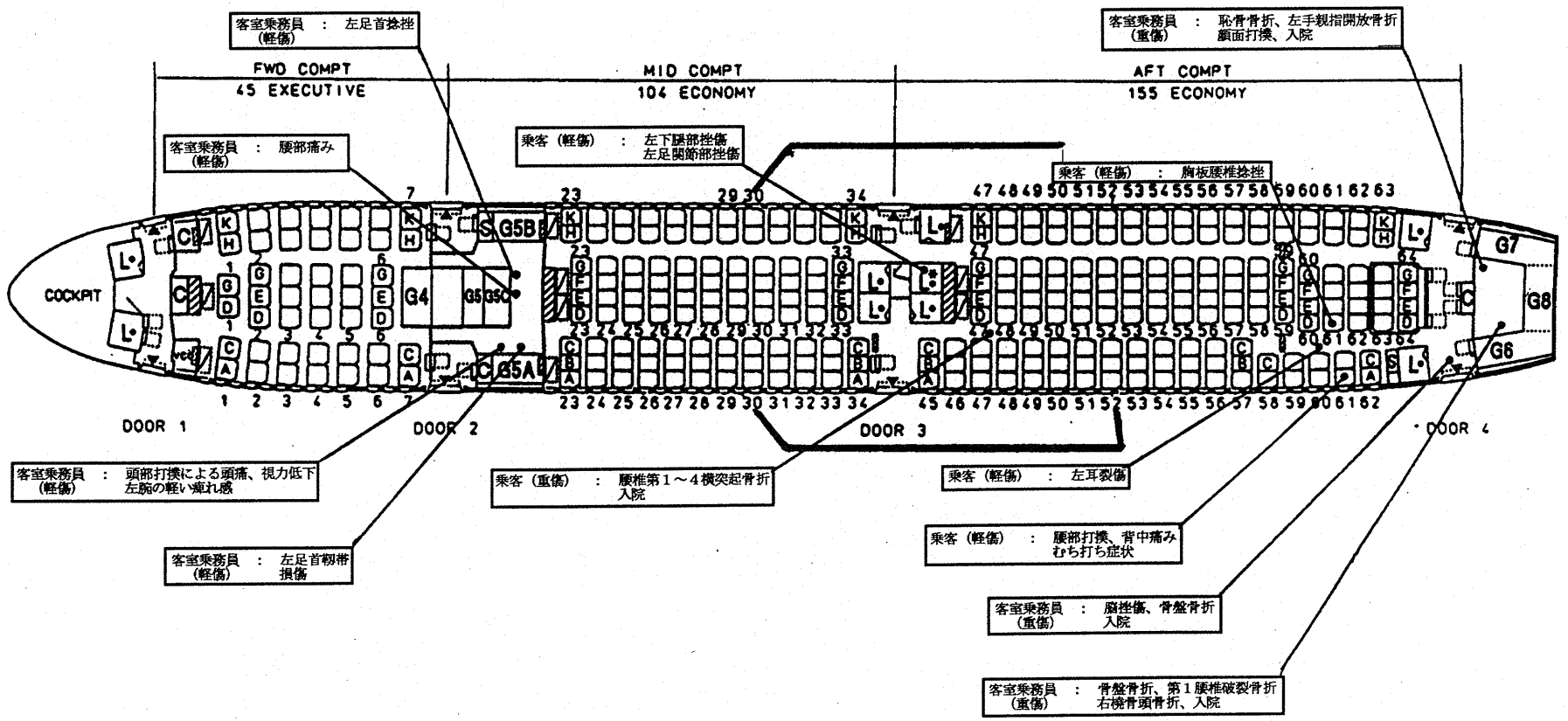
付図１　推定飛行経路図


N
若狭湾
舞鶴
琵琶湖
京都
名古屋空港
神戸
大阪
淡路島
紀伊半島
和歌山
志摩半島
AP ON
19:48′ 41″
17,200ft
327kt
事故発生
AP OFF
19:48′ 26″
16,700ft
368kt
XMC
(岡崎 VORTAC)
SIV
19:48′ 15″
17,300ft
351kt
降下開始
19:44′ 59″
29,000ft
FL290にLevel Off
19:42′ 17″
29,000ft
296kt
KEC
(串本 VORTAC)
19:40′ 02″ <時刻/時:分′ 秒″ >
31,300ft <高度/フィート>
296kt <速度/ノット>

付図２　ダグラス式ＭＤ－１１型三面図

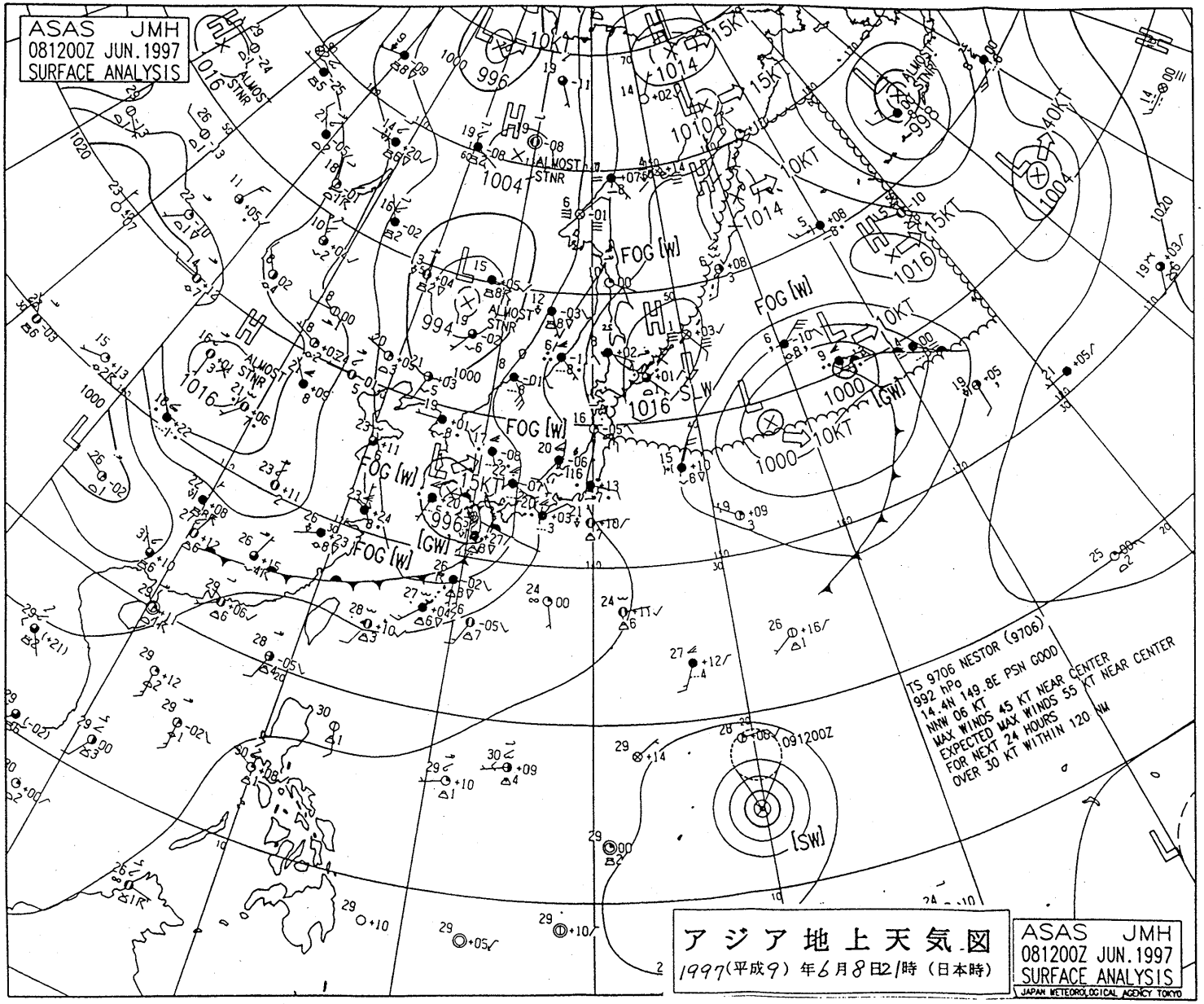


付図３　事故発生当初の負傷者の位置



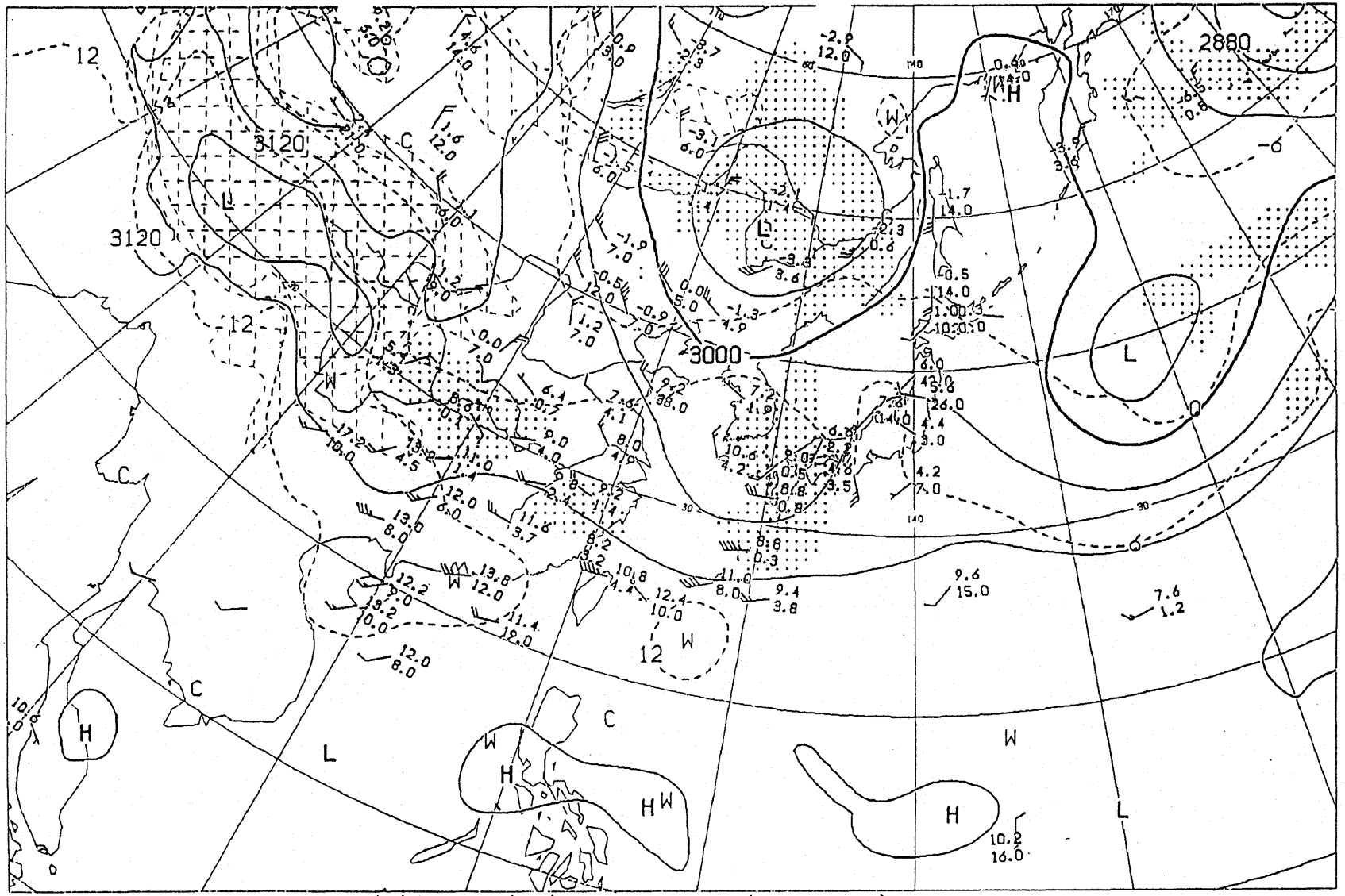
付図４　地上天気図

１９９７年６月８日２１時（日本時間）



付図５　７００ｈＰａ解析図

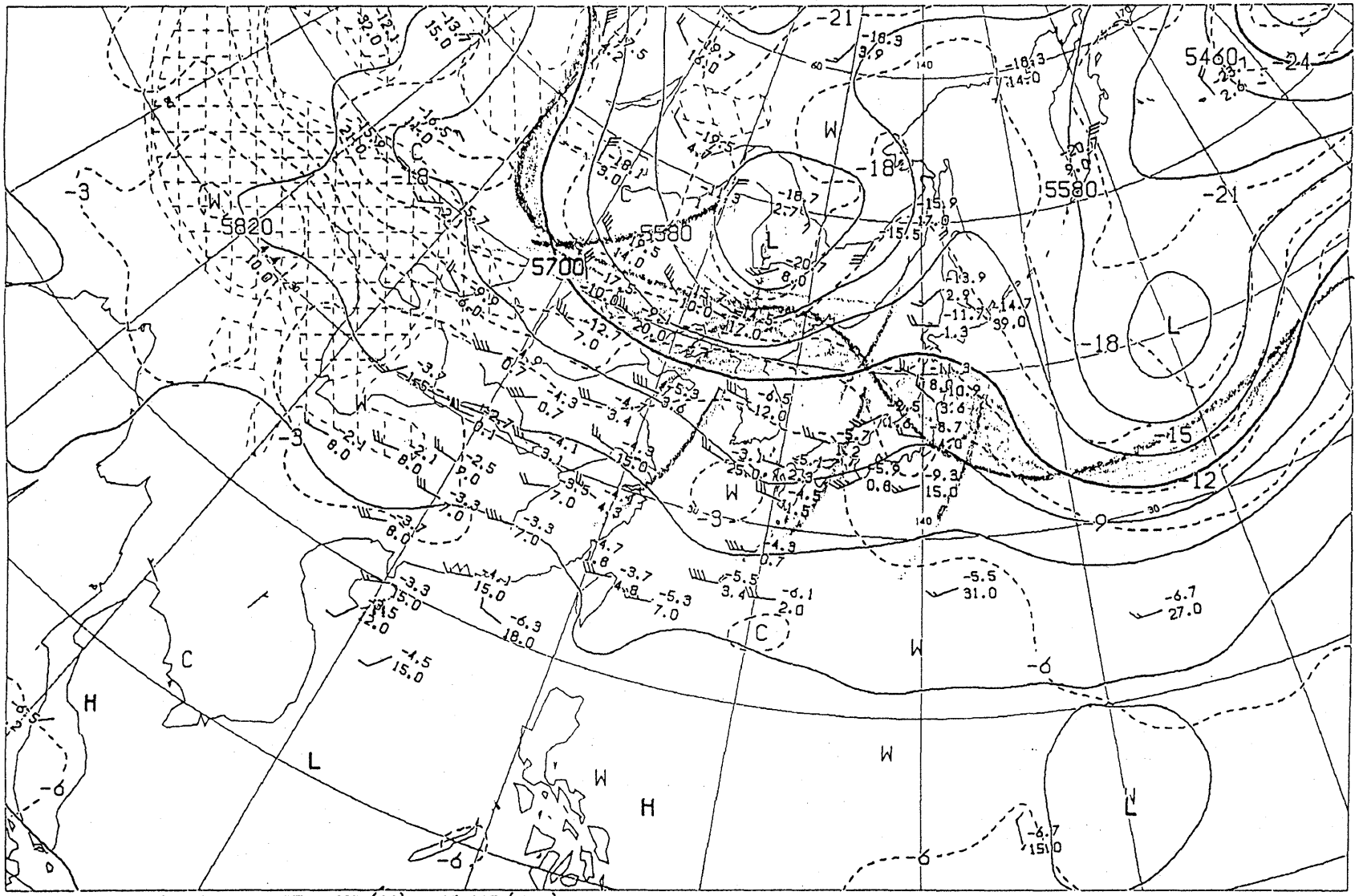
１９９７年6月８日２１時（日本時間）



ANALYSIS 700hPa: HEIGHT(M), TEMP(°C), WET AREA::(T-TD<3°C)

付図６　５００ｈＰａ解析図

１９９７年6月８日２１時（日本時間）



付図７　雲解析情報図

１９９７年６月８日２１時（日本時間）

TSFE1　　RJTD

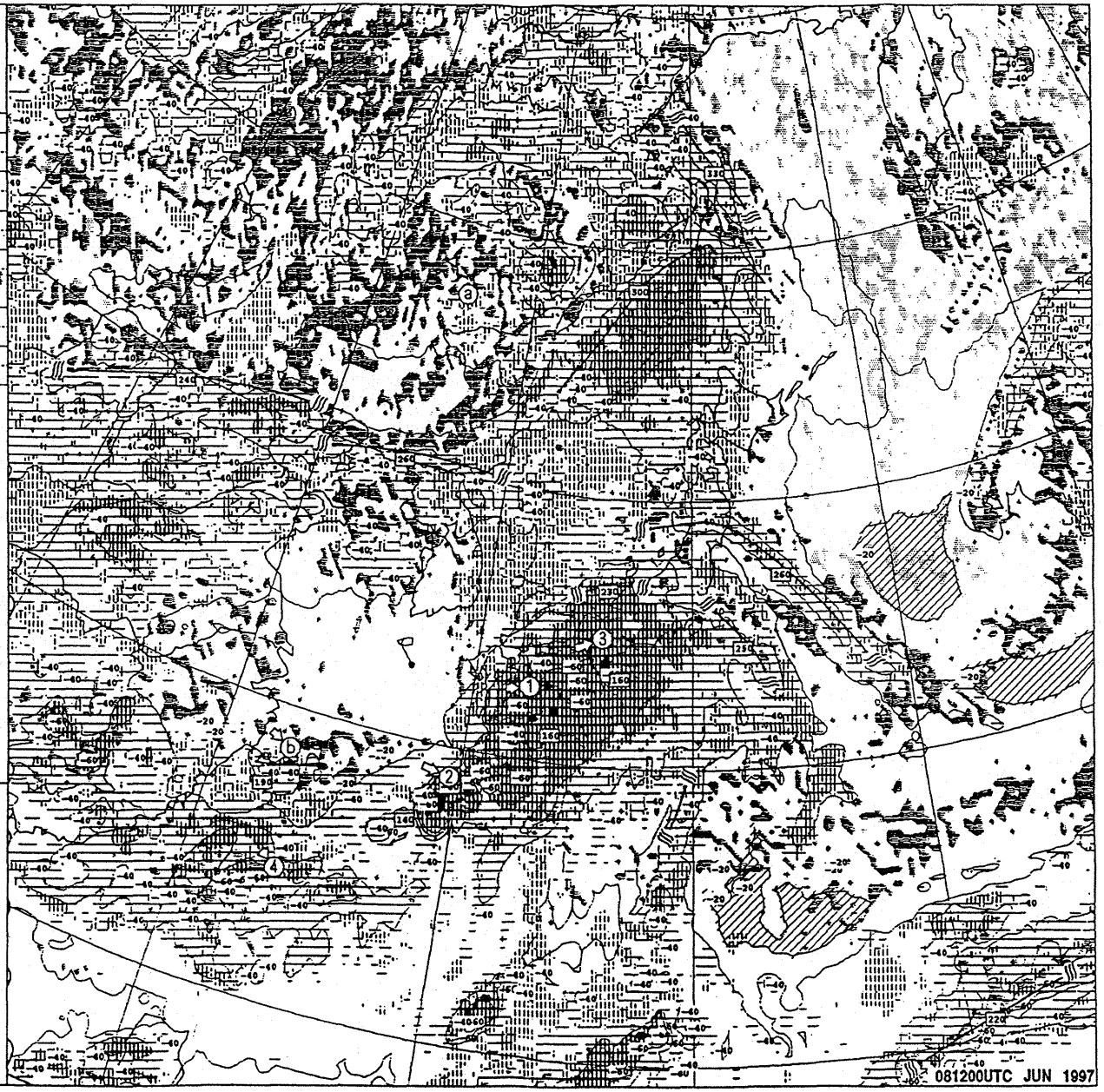
081200UTC JUN 1997

Cloud Information Chart

KEY-No	位置	移動	変化傾向
ⓐ	47.7N,124.9E	SE　6KT	変化なし
	中国東北区のコールドし直下の下層渦		
ⓑ		ESE 10KT	発達
	東シナ海のＣｂライン		
①	32.6N,132.6E	ENE 10KT	H=+,A=+
	九州から四国にかけてのＣｂを含む対流雲域		
②	28.9N,129.6E	E　13KT	H=0,A=0
	九州南海上から奄美諸島にかけてのＣｂを含む対流雲域		
③	34.7N,135.7E	ENE 14KT	H=+,A=+
	近畿地方のＣｂを含む対流雲域		
④	24.4N,123.6E	SE　7KT	H=+,A=+
	先島諸島付近の対流雲域		

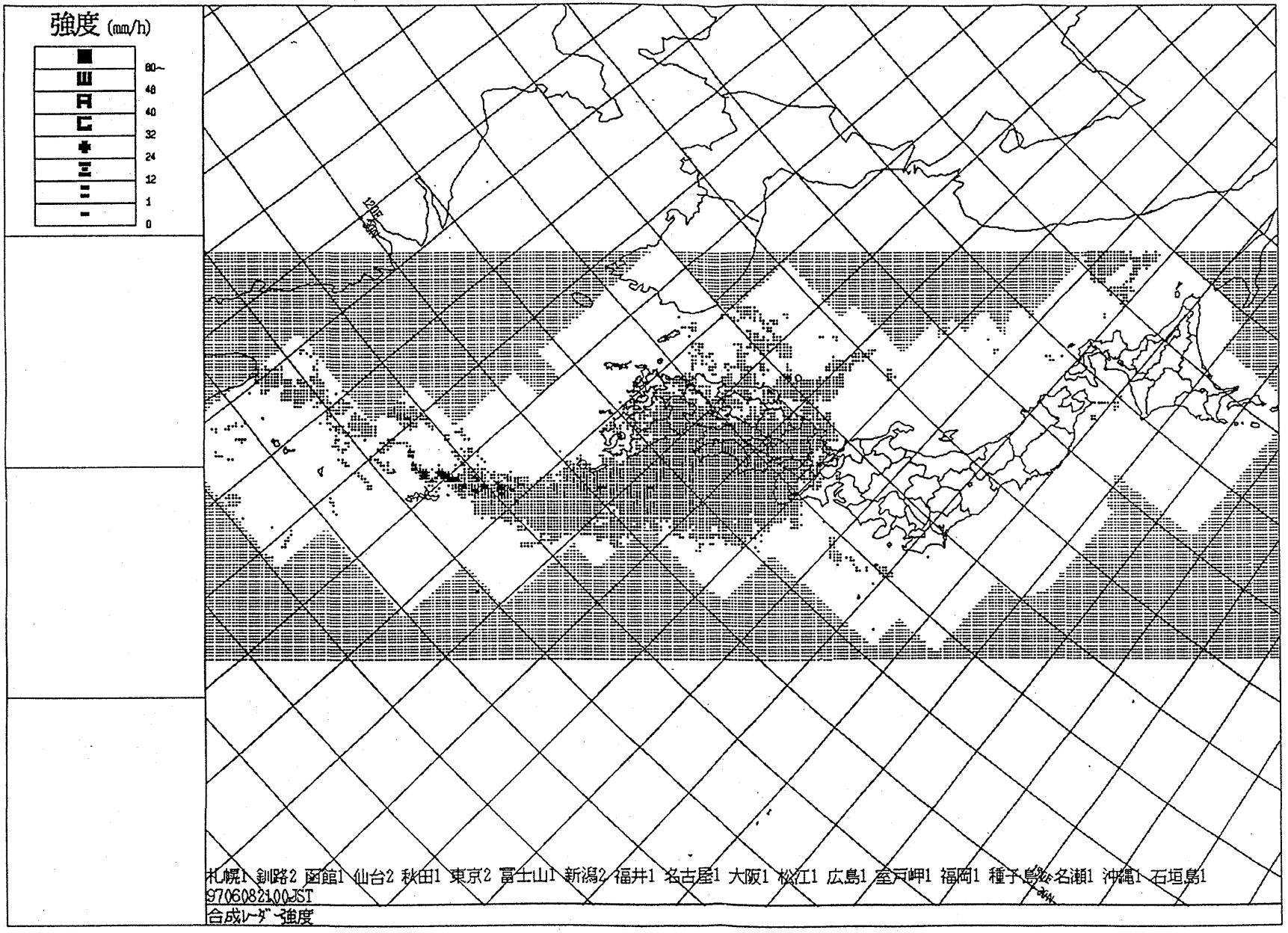
上層雲域　中層雲域　毛天域　積雲域　霧域　Cb域　Cg域　暗域　WV.TBB等値線

トランスバースライン　シーラスストリーク　上層トラフ　強風軸　対流雲列　下層渦　αスケール　βスケール　上層渦　波状雲　台風及びTD中心　雲頂高度　移動　風ベクトル　上層　下層



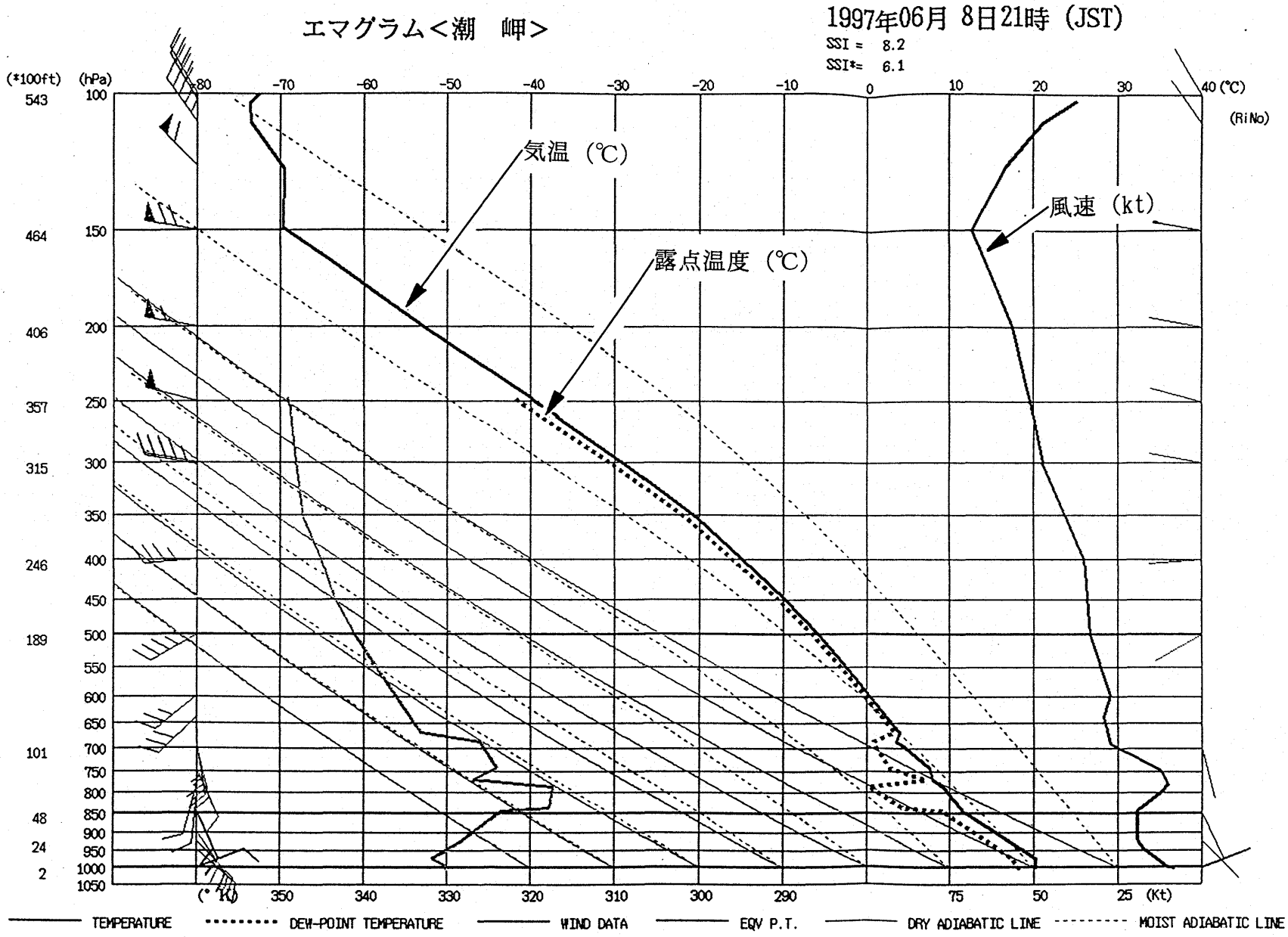
付図８　レーダー・エコー合成図

１９９７年6月８日２１時（日本時間）



付図９　エマグラム〈潮岬〉

１９９７年6月８日２１時（日本時間）



付図１０　エマグラム〈浜　松〉

１９９７年6月８日２１時（日本時間）

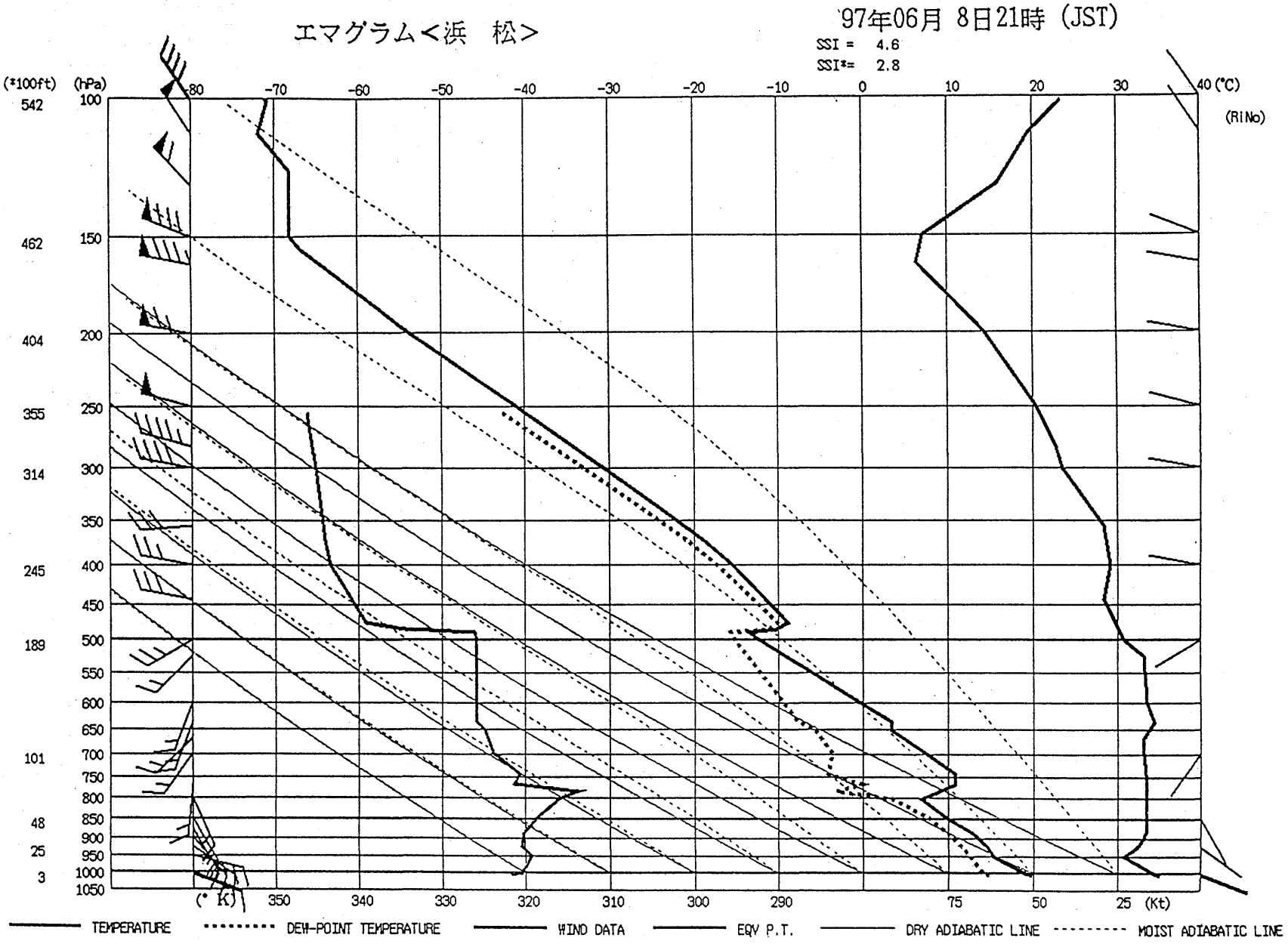


写真１　散乱した後部ギャレー

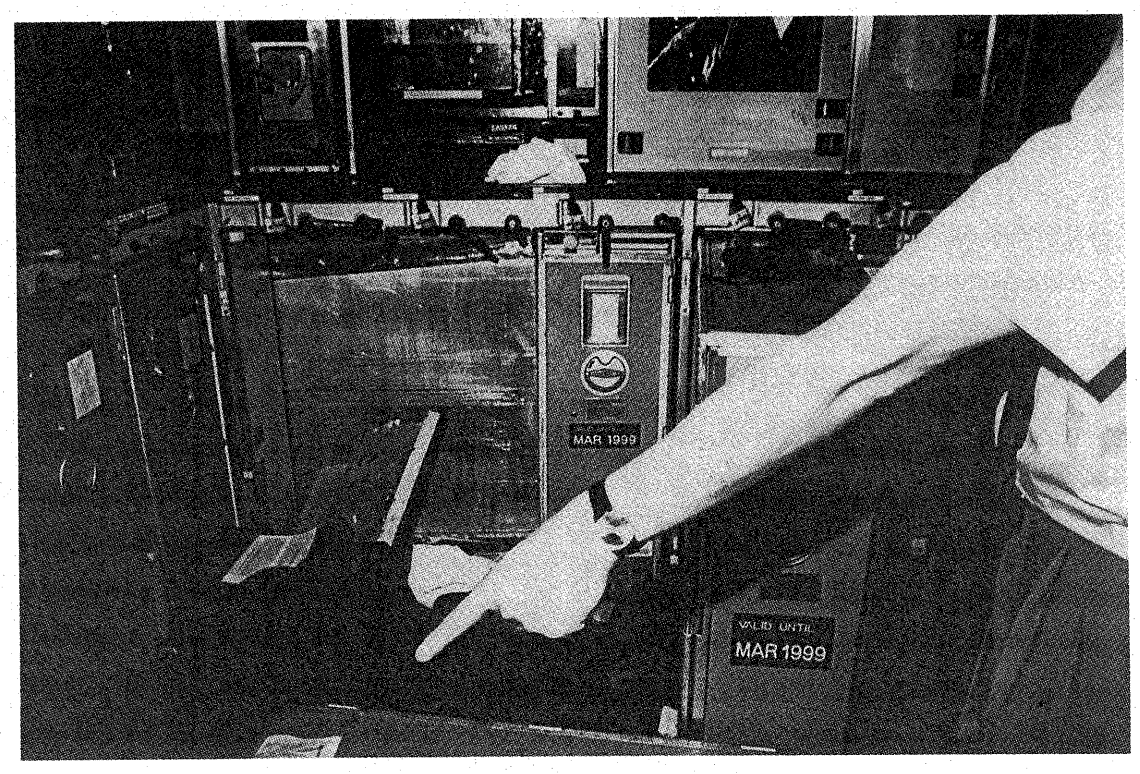


写真２　転倒したミール・カート
（後部ギャレー）

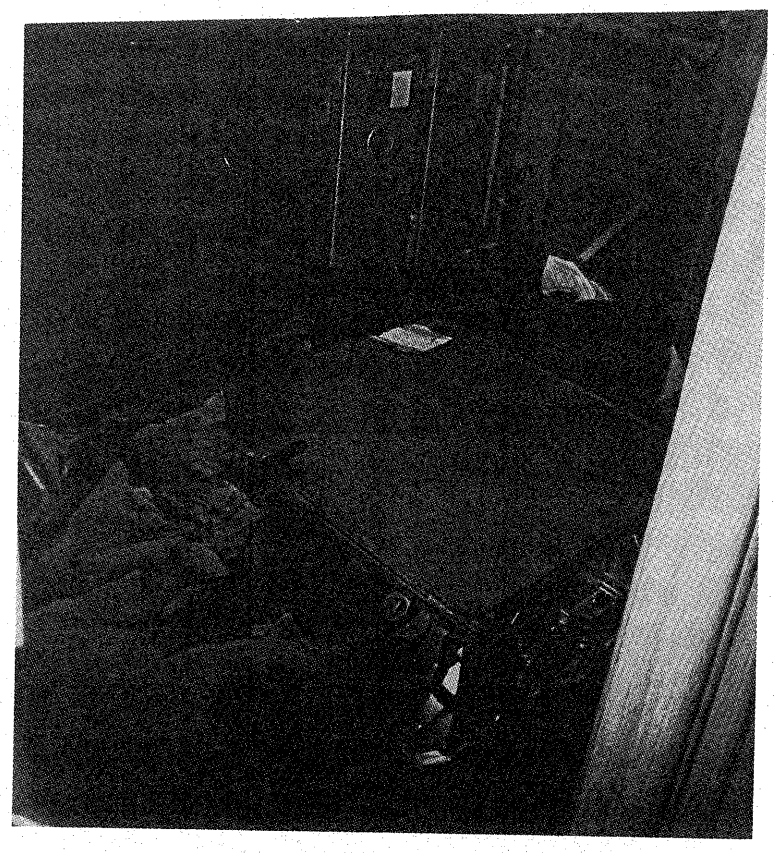


写真３　飛散した非常口カバー
（Ｌ４ドア）

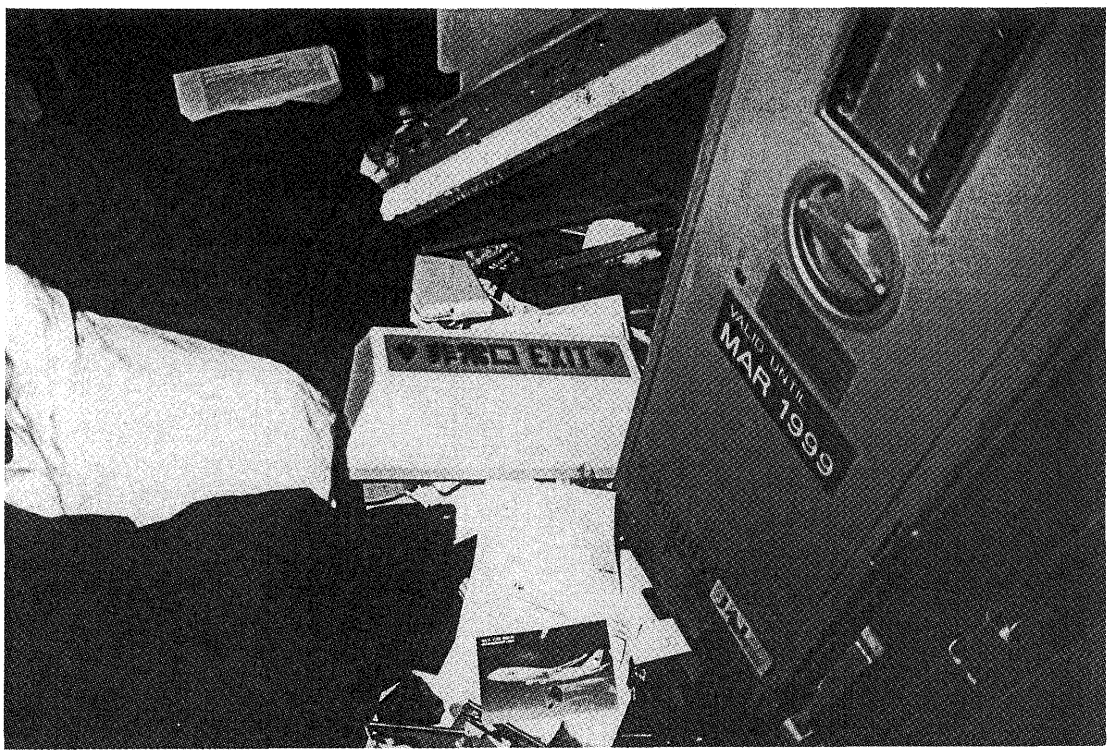
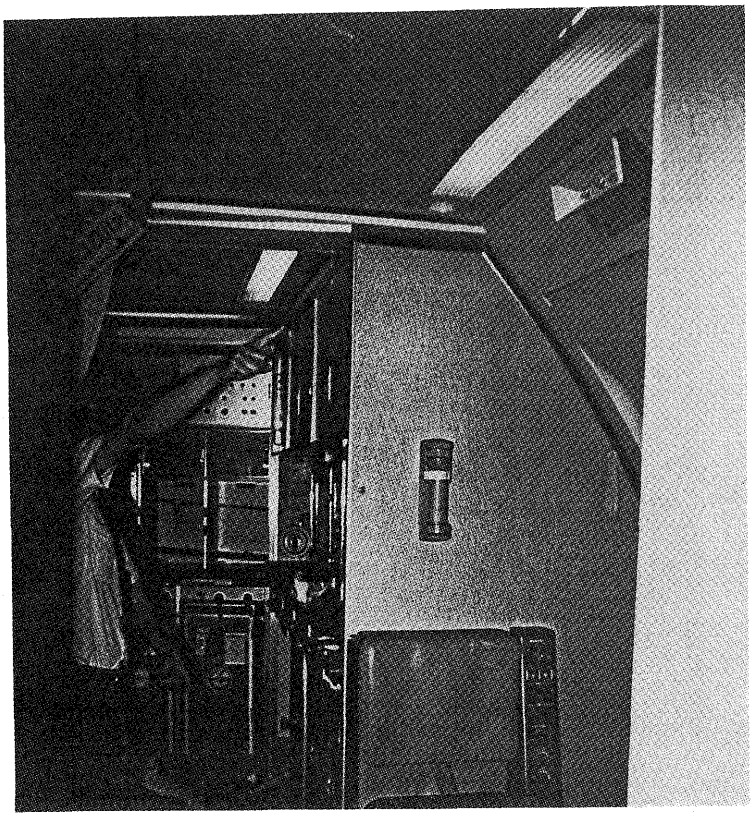


写真４　非常口カバーがない状態
（Ｌ４ドア）



別添一覧

別添１　　ＤＦＤＲ及びＡＤＡＳ記録（グラフ：別添１－１～１－３）
別添２　　ピッチ変動の数値解析概要
別添３-１　機体に作用した風の変化
別添３-２　ＣＡＳと自動操縦装置のフィルター処理された対気速度（概略図）
別添４　　操縦室及び後部ギャレーにおける垂直加速度の推定値
別添５　　ＭＤ－１１型機が飛行中に急激な姿勢変化を起こした主要な事故及びインシデントの例
別添６　　本事故発生前に製造会社及び運航会社により講じられていた主要な措置等
別添７-１　日本航空（株）のＡＯＭ抜粋
別添７-２　日本航空（株）のＡＯＭ　ＳＵＰＰＬＥＭＥＮＴ抜粋
別添８　　日本航空（株）のパイロット・フライト・トレーニング・ガイド抜粋
別添９　　ＭＤ－１１フライト・オペレーションズ・セミナー資料抜粋
別添10　　ＡＯＬ　１１－１３１
別添11-1　航空事故調査委員会が行った建議
別添11-2　本事故後に運輸省航空局が講じた主要な措置
別添11-3　本事故後に製造会社及び運航会社により講じられた主要な措置等
別添11-4　アメリカ合衆国国家運輸安全委員会(NTSB)の安全勧告
別添12　　ＦＣＯＭ臨時改訂　２－７６７／２－７８４／２－８２６
別添13　　最大運用限界速度に関する関連文書の記述
別添14　　ＣＷＳ－ＰＩＴＣＨとＣＣＰの記録時間のずれ
別添15　　自動操縦装置のディスコネクトについての補足説明

（注）　別添２～４は、科学技術庁航空宇宙技術研究所の協力により実施した解析結果を、平易な表現で取りまとめたものである。

ＤＦＤＲ及びＡＤＡＳ記録

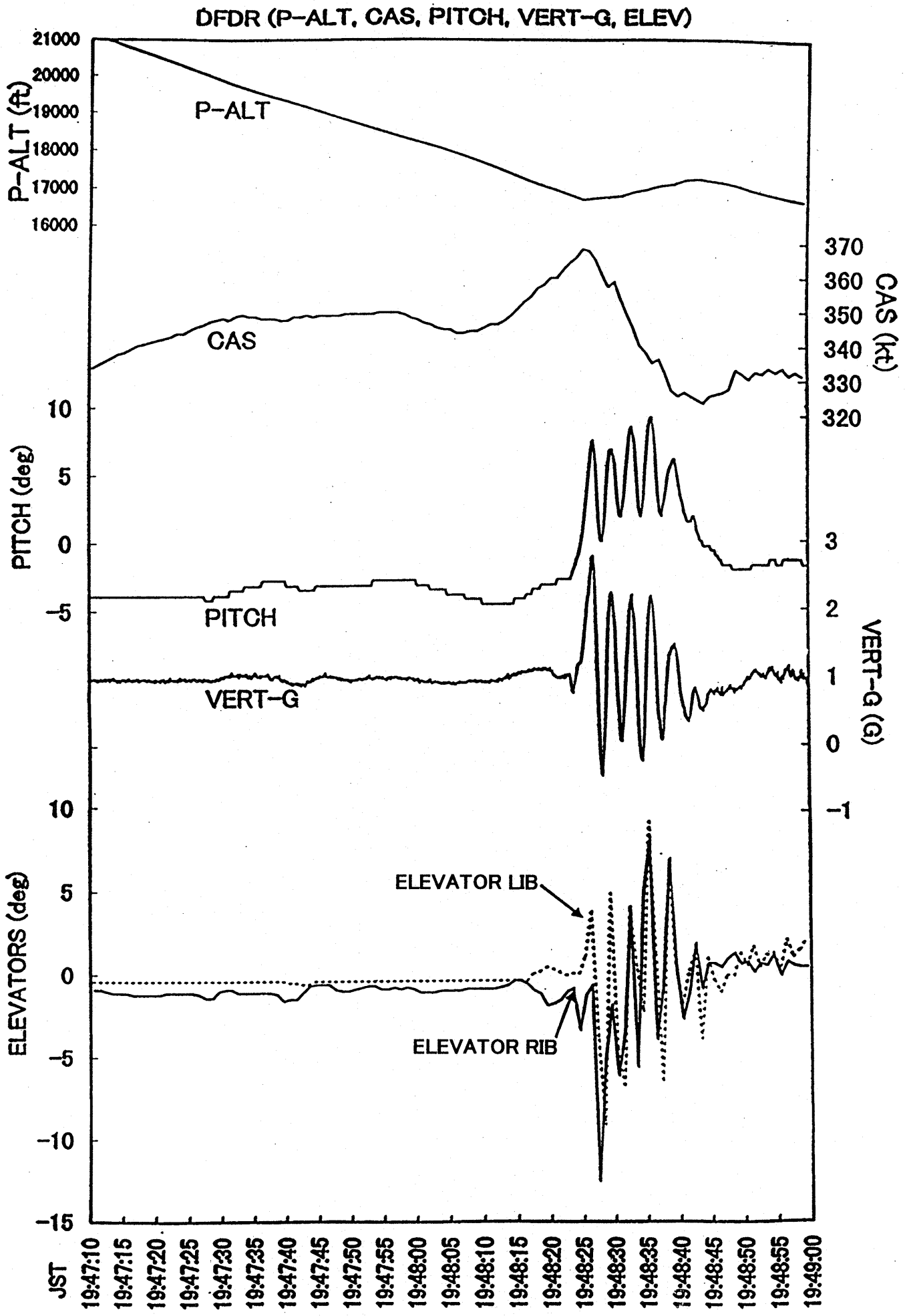
別添で使用したパラメーターは、次のとおりである。

（ＤＦＤＲ）

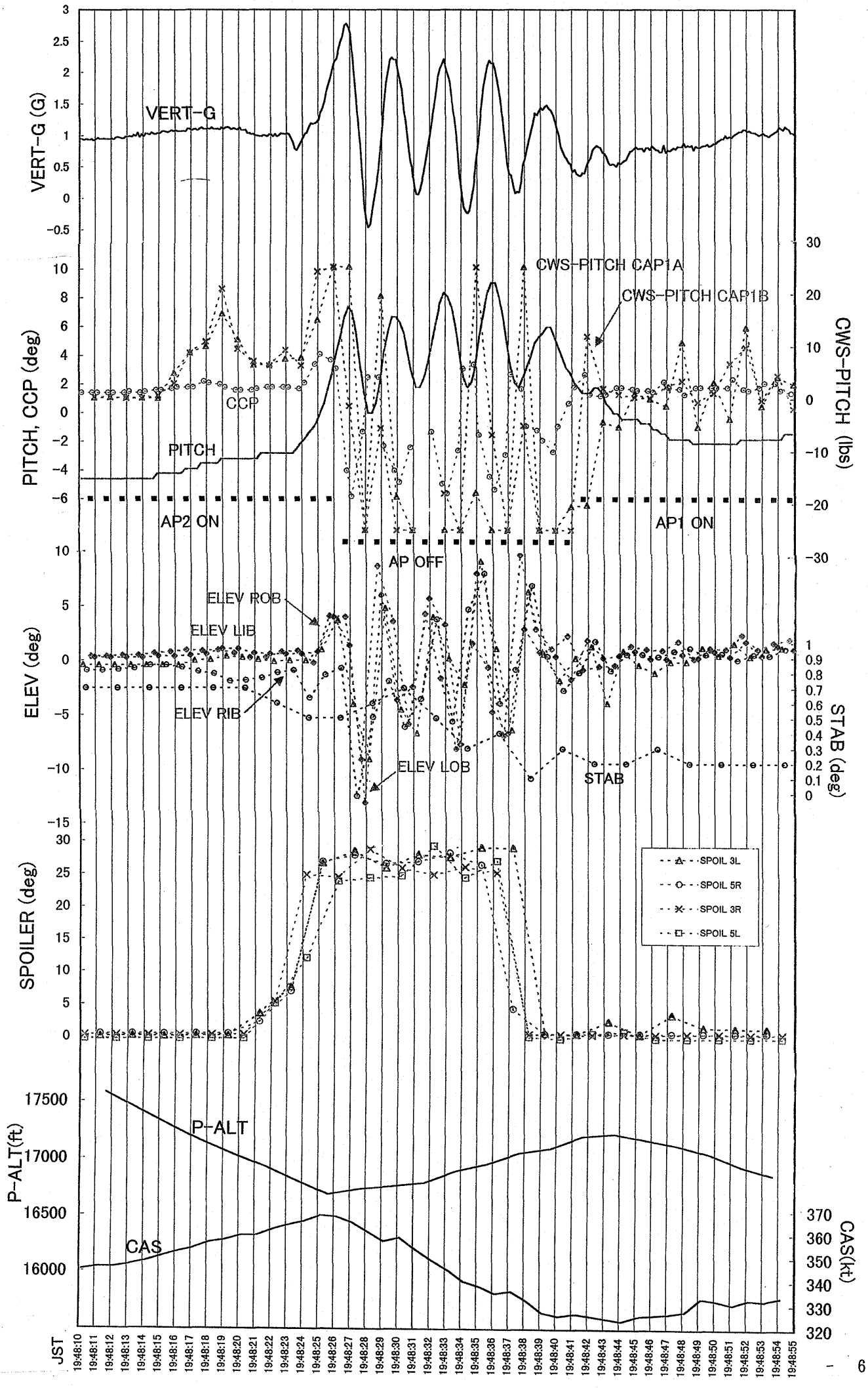
Ｐ－ＡＬＴ	: Pressure Altitude
ＣＡＳ	: Computed Air Speed
ＶＥＲＴ－Ｇ	: Vertical Acceleration
ＭＧＨＤ	: Magnetic Heading
ＰＩＴＣＨ	: Pitch Attitude
ＡＰ	: Autopilot Status
ＥＬＥＶ	: Elevator Position
ＥＬＥＶ　ＬＩＢ	: Left Inboard Elevator Position
ＥＬＥＶ　ＲＩＢ	: Right Inboard Elevator Position
ＥＬＥＶ　ＬＯＢ	: Left Outboard Elevator Position
ＥＬＥＶ　ＲＯＢ	: Right Outboard Elevator Position
ＳＴＡＢ	: Stabilizer Position
ＳＰＯＩＬＥＲ	: Spoiler Position

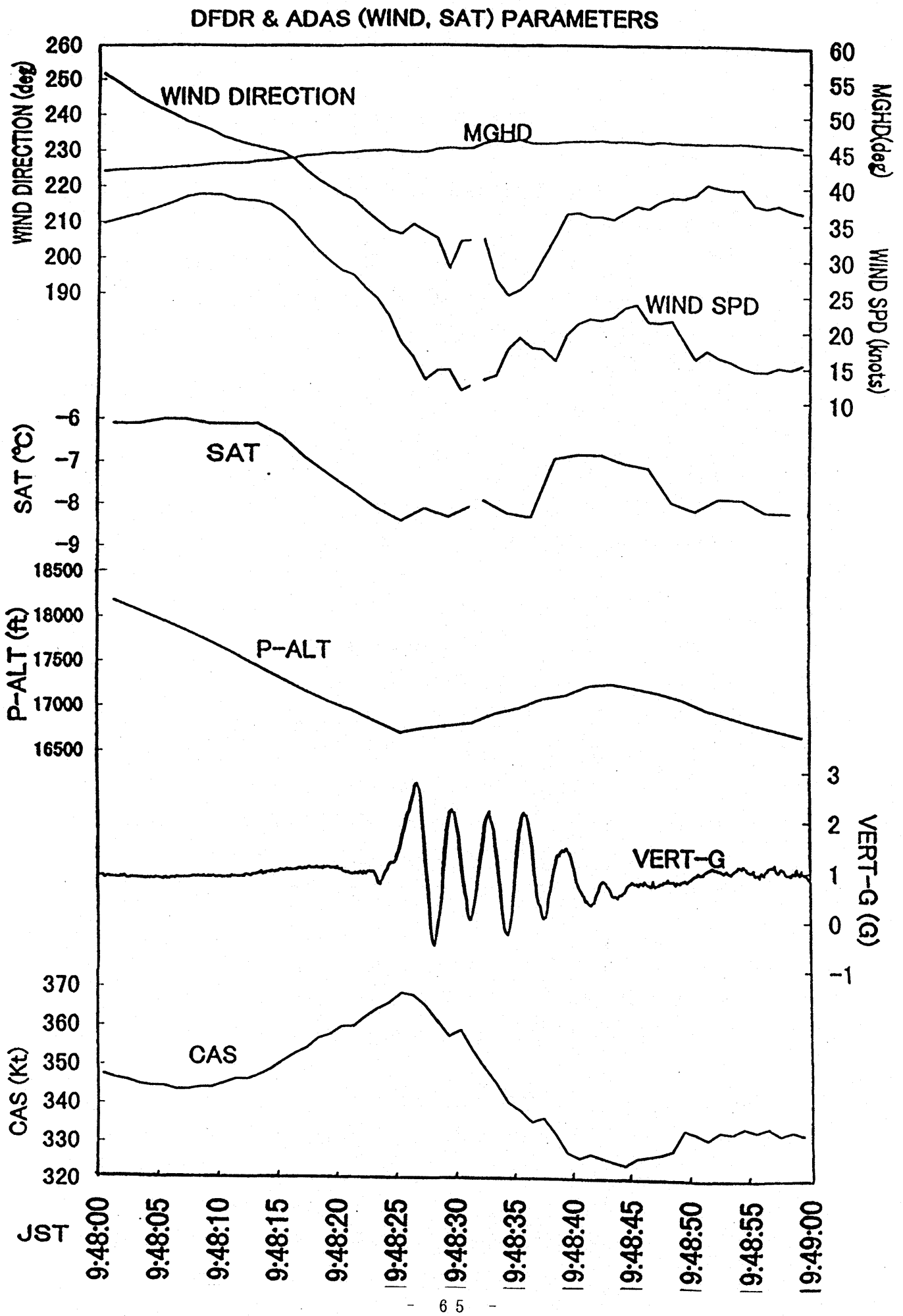
（ＡＤＡＳ）

ＣＷＳ－ＰＩＴＣＨ	: Control Column Force(Captain Side)
ＣＣＰ	: Control Column Position
ＷＩＮＤ　ＤＩＲ	: Wind Direction
ＷＩＮＤ　ＳＰＤ	: Wind Speed
ＳＡＴ	: Static Air Temperature
Ｒ－ＡＬＴ	: Radio Altitude


DFDR (P-ALT, CAS, PITCH, VERT-G, ELEV)
P-ALT (ft)
21000
20000
19000
18000
17000
16000
P-ALT
CAS
370
360
350
340
330
320
CAS (kt)
PITCH (deg)
10
5
0
-5
PITCH
VERT-G
3
2
1
0
-1
VERT-G (G)
ELEVATORS (deg)
10
5
0
-5
-10
-15
ELEVATOR LIB
ELEVATOR RIB
JST
19:47:10
19:47:15
19:47:20
19:47:25
19:47:30
19:47:35
19:47:40
19:47:45
19:47:50
19:47:55
19:48:00
19:48:05
19:48:10
19:48:15
19:48:20
19:48:25
19:48:30
19:48:35
19:48:40
19:48:45
19:48:50
19:48:55
19:49:00

DFDR & ADAS PARAMETERS NEAR THE TIME OF THE ACCIDENT




DFDR & ADAS (WIND, SAT) PARAMETERS
WIND DIRECTION (deg)
260
250
240
230
220
210
200
190
WIND DIRECTION
MGHD
WIND SPD
MGHD(deg)
60
55
50
45
40
35
30
25
20
15
10
WIND SPD (knots)
SAT (°C)
-6
-7
-8
-9
SAT
P-ALT (ft)
18500
18000
17500
17000
16500
P-ALT
VERT-G
3
2
1
0
-1
VERT-G (G)
CAS (Kt)
370
360
350
340
330
320
CAS
JST
9:48:00
9:48:05
9:48:10
9:48:15
9:48:20
9:48:25
9:48:30
9:48:35
9:48:40
9:48:45
9:48:50
9:48:55
9:49:00

別添２

ピッチ変動の数値解析概要

ＤＦＤＲ及びＡＤＡＳのデータ並びに機体の運動方程式を用い、ピッチ変動の繰り返しについて数値解析を試みた。

手順としては、コントロール・コラムの角度の変化からピッチ角の変化を推定するのが本来の応答のとおりとなる。しかしながら、コントロール・コラムの角度については、ＡＤＡＳのデータが１秒間に２回であるのに対して、ピッチ角については、ＤＦＤＲに１秒間に４回データが記録されている。したがって、スタートのデータとしてピッチ角を使用し、応答を逆にたどってコントロール・コラムの角度を推定した方が、精度の高い数値解析が期待できるので、その方法によることとした。

数値解析の手法は、次の通りである。

① ＤＦＤＲのデータの記録時刻に関しては、データが取得されてから記録されるまでの時間遅れ（製造者の資料に基づく。）の平均値をもって補正したものを用いた。

ＡＤＡＳのデータに関しては、ＡＤＡＳ及びＤＦＤＲの垂直加速度のデータを比較することにより、ＤＦＤＲデータとの秒時のずれを補正し、さらに、１秒内のデータ記録スロットの違いによるずれを補正した。

② 安定微係数は、訓練用シミュレーターに用いられたデータを主として使用した。

③ 機体は剛体とし、質量分布等の基礎データは、製造者から提供されたデータを使用した。また、重量及び重心位置は、事故当時と同じ条件とした。

④ 操縦桿の角度の変化と昇降舵角の変化の間の時間遅れ及びＬＳＡＳの応答特性については、製造者から提供されたデータを使用した。

⑤ 事故当時、ロール角及び機首方位の変動が小さかったため、機体の運動は、ピッチ変化のみを考慮した。

⑥ 風については、データを分析した過程で、上下方向の風の影響は小さいと仮定し、別添３に示す水平面内の風のみを考慮した。

⑦ 昇降舵は、実機では４枚に分かれているが、本数値解析では、１枚として扱った。

⑧ スピード・ブレーキについては、データが２秒間に１回であるので、垂直加速度の変化や製造者の試験データを参考にして、展開のタイミングを推定した。

⑨ エンジン推力の変化も考慮した。

以上の仮定を基に、機体の運動方程式を用いてコンピュータで数値計算を行い、１９時４７分５５秒から１分間の機体の運動を数値解析した結果、すなわち初期値とし

て用いたピッチ角並びに推定値としての垂直加速度、ＣＡＳ及び気圧高度と、ＤＦＤＲのデータ（破線で結んである。）とを比較したものを図Ａ２－１に示す。

数値解析の結果とＤＦＤＲのデータがよい一致を示したことから、上下方向の風の影響は小さいという仮定は、正しいと考えられる。

また、コントロール・コラムの角度の推定値とＡＤＡＳデータ（破線で結んである。）を比較したものを図Ａ２－２に示す。コントロール・コラムの角度は、推定値とＡＤＡＳデータがほぼ一致しており、本数値解析の結果を逆にたどれば、事故当時、コントロール・コラムの動きに対応してピッチ変動が発生したものと推定される。

コントロール・コラムの動きは、次の理由から、機首上げ及び機首下げ方向の操縦士の操作によるものと推定される。

① ピッチ変動の繰り返しは、マニュアル操縦時に発生しており、ＬＳＡＳによるエレベータの動きは、コントロール・コラムにフィードバックされない。

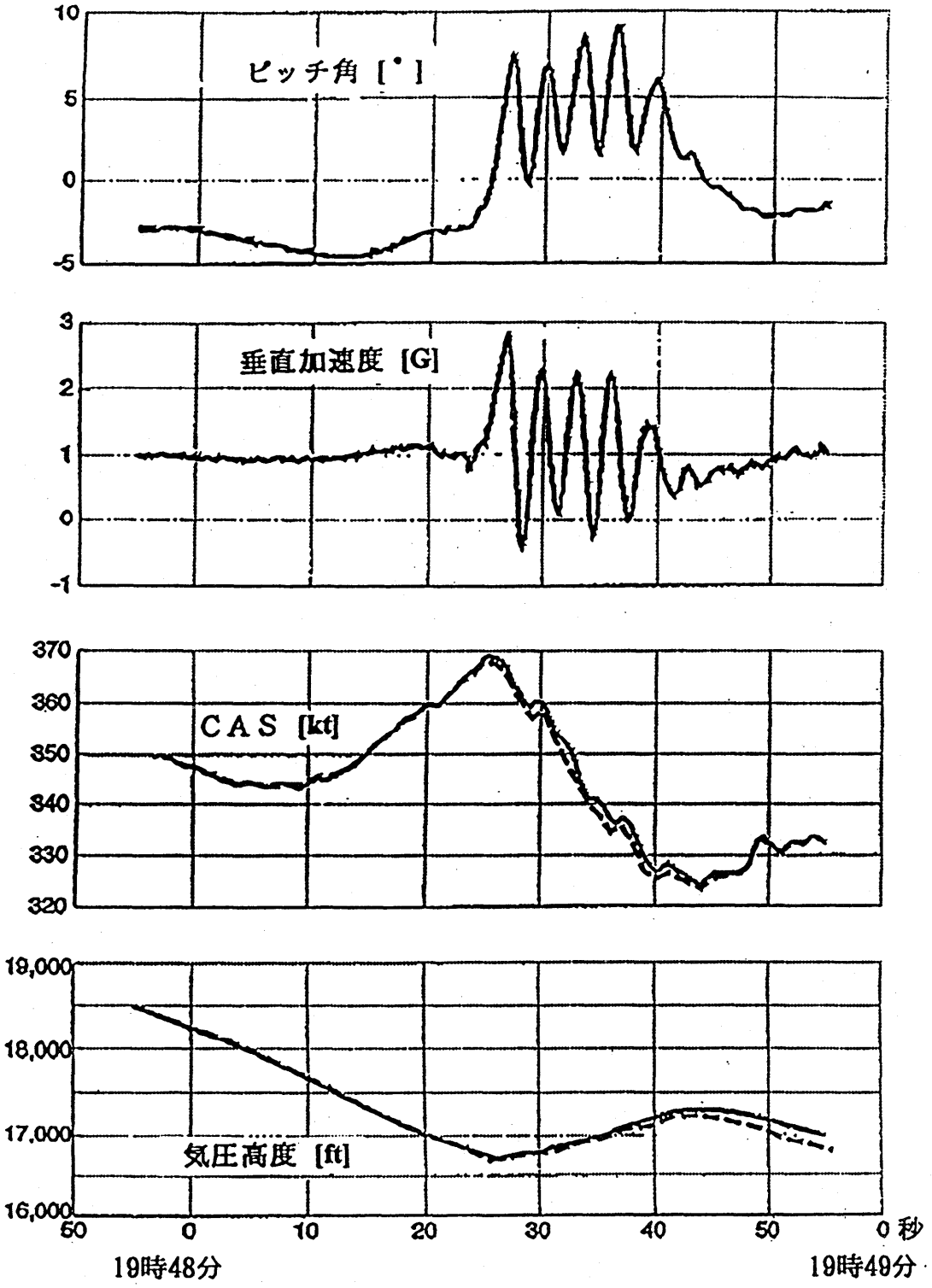
② ＡＤＡＳの「ＣＷＳ　ＰＩＴＣＨ」（機長側）のデータは、コントロール・コラムに操舵力が加わっていることを示していた。

また、ピッチ変動の繰り返しには、機体の縦安定特性が関与していたものと推定される。

なお、ピッチ変動が繰り返された後、コントロール・コラムの角度変化が小さくなると、ピッチ変動も収束する傾向を示していることが分かる。

図Ａ２－１ 数値解析結果とＡＤＡＳデータの比較

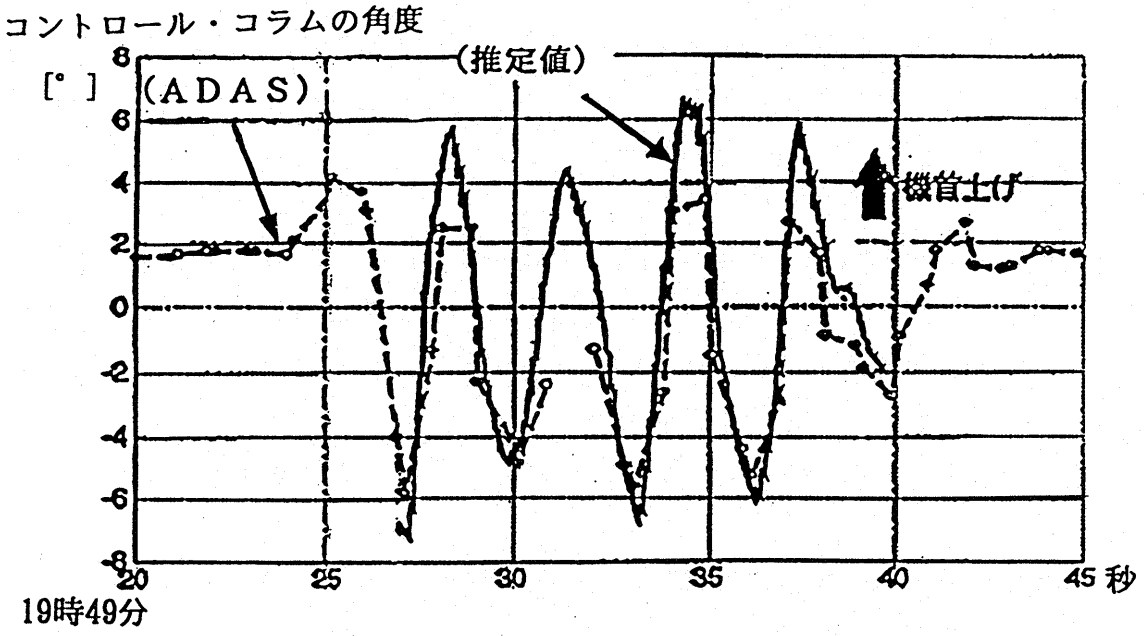
実線： 数値解析の結果を示す。
破線： ＤＦＤＲのデータを連結して示す。



図Ａ２－２　コントロール・コラム角度の推定値とＡＤＡＳデータの比較

実線：数値解析の結果

白丸：ＡＤＡＳのデータ（破線で結んである。）



機体に作用した風の変化

ＤＦＤＲ及びＡＤＡＳ記録から、対地速度（ＡＤＡＳの方位別データ）、ＣＡＳ、気圧高度、ＳＡＴ及び姿勢角のデータを用いて、事故当時機体に作用した風（水平面内、機首方向）の変化を推定した。なお、ＡＤＡＳには１秒ごとの風向・風速のデータが記録されていたが、途中１秒間データが欠如している部分があったので、上記の推定によることとした。

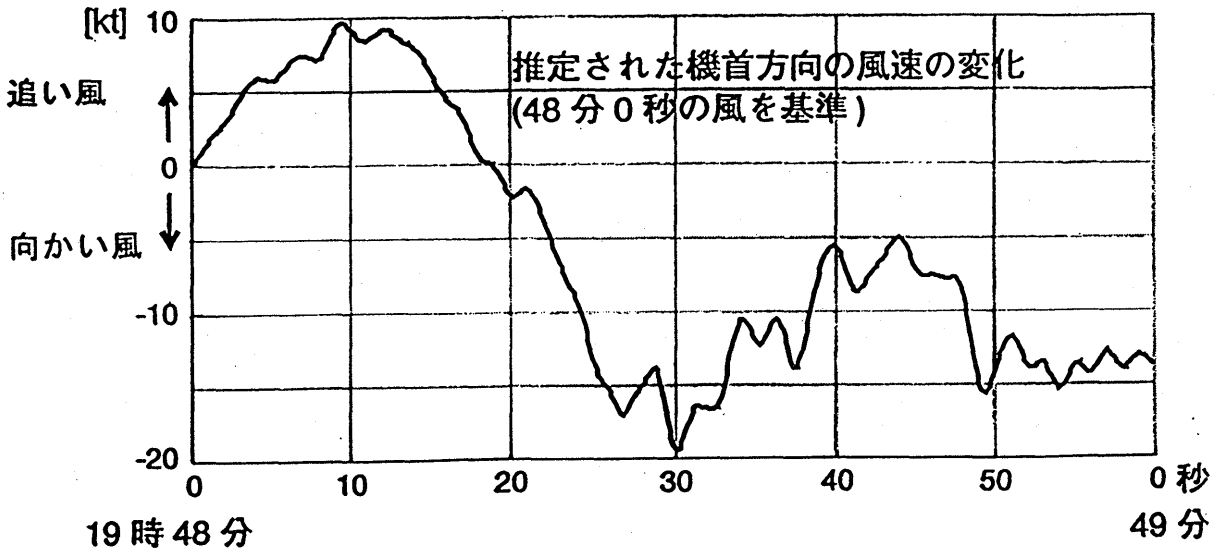
機体に作用した風速（ベクトル）は、対地速度（ＧＳ）と真対気速度（ＴＡＳ）のベクトル差から求めた。ここで、ＴＡＳは、ＣＡＳの値に対してＳＡＴ及び高度補正を行い、横滑りは無視できるものと仮定して推定した。その際、機体の回転は３軸回りのすべてを考慮して、その影響を補正した。

また、ＧＳとＴＡＳのなす角度を求め、その値を用いて風速の機首方向成分を計算した。

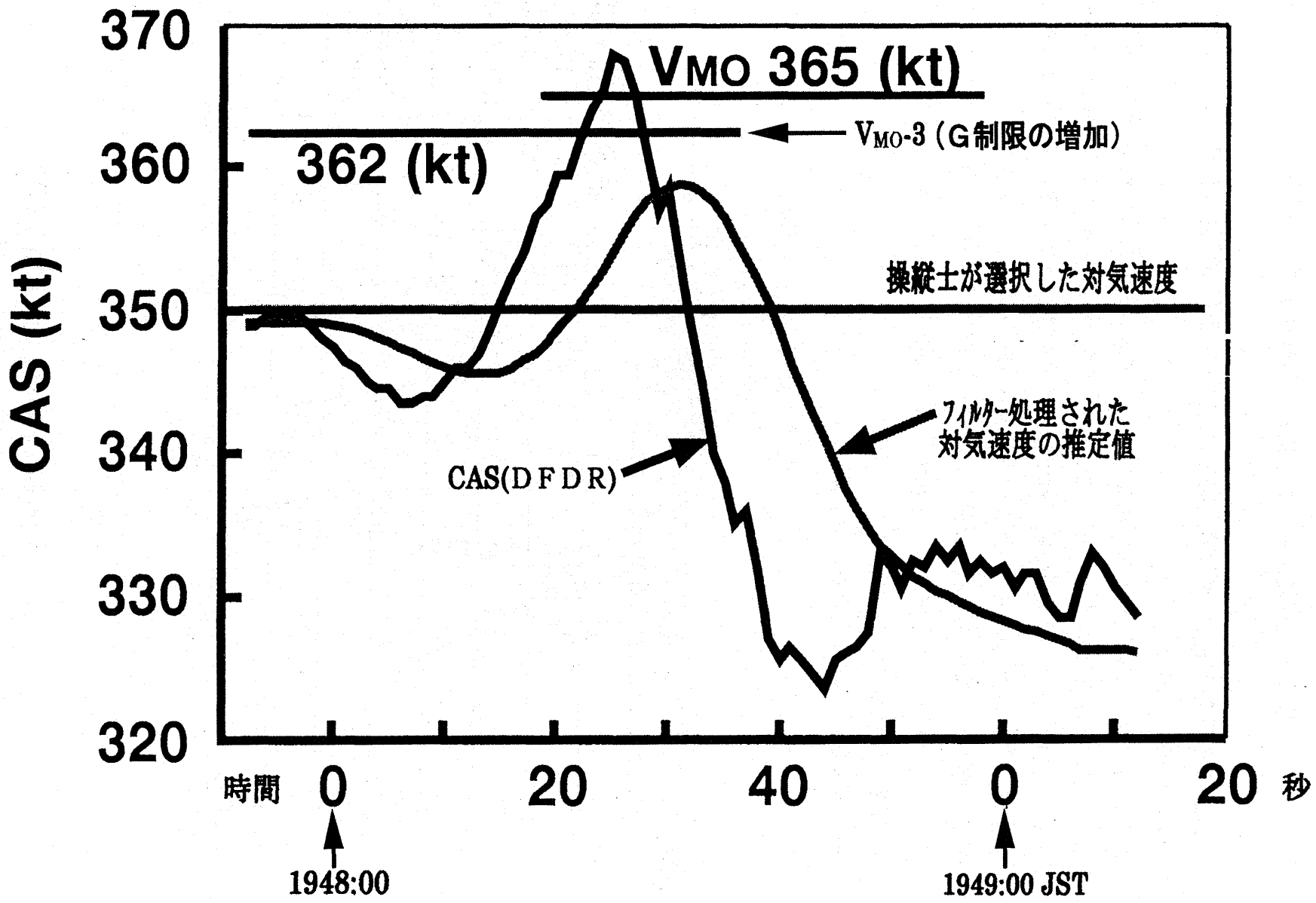
１９時４８分０秒の風速を基準として、機首方向の風速（水平面内）の変化を計算すると、下図のとおりとなった。

これによると、追い風が一旦増加した後に急激に減少しており、機体にとっては向かい風が急激に吹いてきたのと同じこととなる。その割合は、約１．７～２．８kt/sに達している。この急激な風速の変化により、対気速度が急激に増加したものと推定される。

なお、上下方向の風については、迎角のデータの精度が低いため、精度の高い推定が困難であった。しかし、別添２の数値解析の結果から、上下方向の風の影響は無視しても差し支えないものと考えられる。



ＣＡＳと自動操縦装置のﾌｨﾙﾀｰ処理された対気速度（概略図）



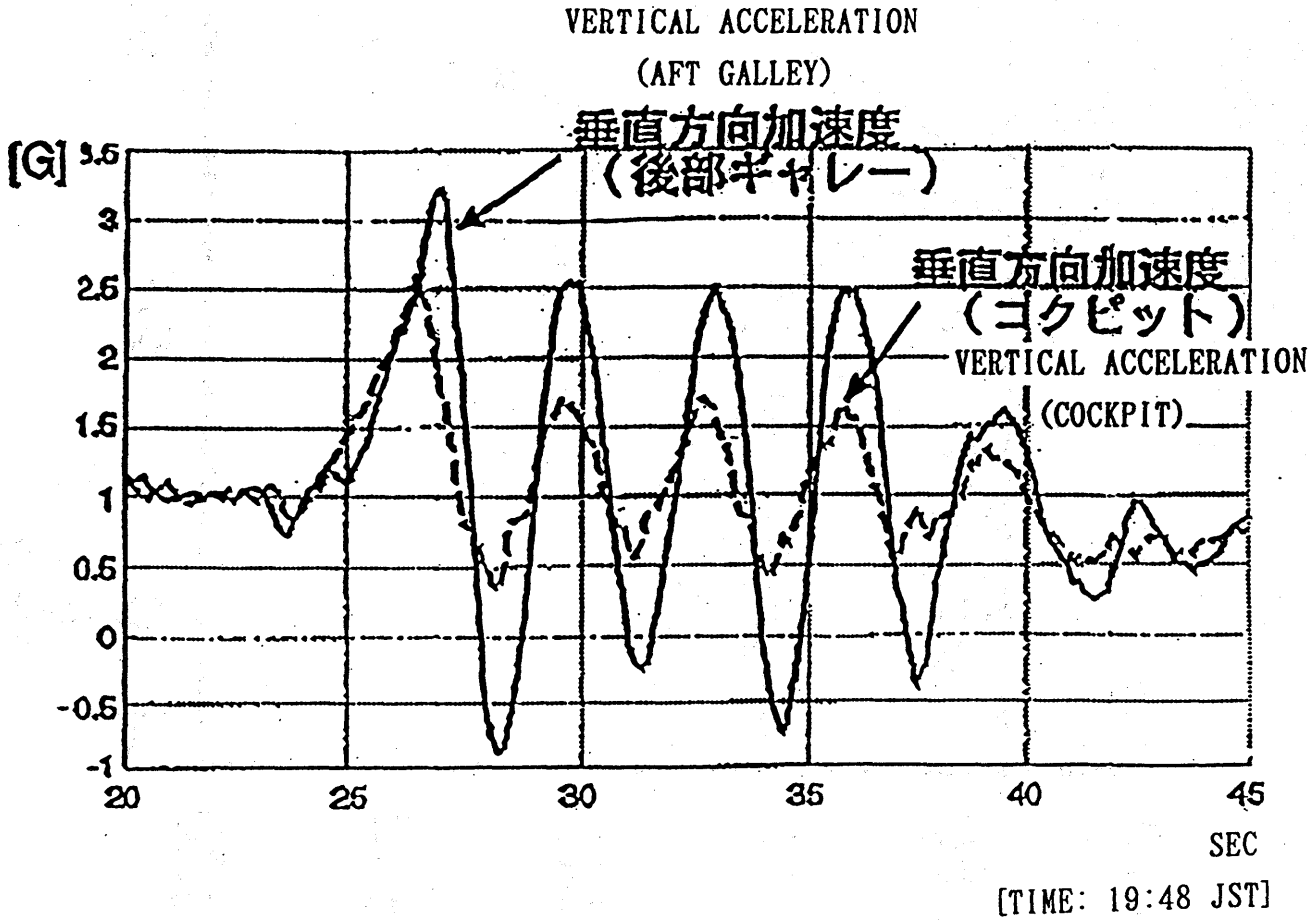
操縦室及び後部ギャレーにおける垂直加速度の推定値

ＤＦＤＲ記録等を基に、事故発生時刻付近における操縦室及び後部ギャレーでの垂直加速度の値を推定した。

推定の方法は、ＤＦＤＲ記録の加速度のデータから機体重心位置（29.5%ＭＡＣと仮定）における加速度の値を計算し、重心回りの角加速度の値並びに操縦室及び後部ギャレーと機体重心との間の距離（機軸に平行な距離）の値を用いて、機体の角運動の変化及び位置の相違に伴う加速度の変化量を補正することによった。

計算に当たり、機体は剛体と仮定し、また、事故当時の方位角及びロール角の変動が小さかったため、姿勢角はピッチ角のみを考慮することとし、ピツチ角のデータから角加速度を推定した。

推定結果は、次のグラフのとおりである。



ESTIMATED VERTICAL ACCELERATION
(COCKPIT/AFT GALLEY)

別添５

ＭＤ－１１型機が飛行中に急激な姿勢変化を起こした主要な事故及びインシデントの例

１　事例１

［発生日時］　１９９２年１２月７日

［発生場所］　清水VORTACの東北東約３５nmの上空

［航空会社］　中華航空

［事故概要］　巡航中、乱気流に遭遇し、自動操縦装置がディスコネクトし、機体の動揺を制御するのが困難な状況に陥った。

［死 傷 者］　なし

［機体損傷］　エレベーター損傷

［参考事項］　シート・ベルト・サイン：　事前にオン

２　事例２

［発生日時］　１９９３年４月６日

［発生場所］　米国アラスカ州シェミヤ南約９５０nmの上空

［航空会社］　中国東方航空

［事故概要］　巡航中不意にスラットが展開し、操縦士の回復操作にもかかわらず、ピッチ角が激しく変動した。

［死 傷 者］　死者２名、重傷者６０名、軽傷者９６名

［機体損傷］　なし

［参考事項］　シート・ベルト・サイン：　オフ

３　事例３

［発生日時］　１９９６年７月１３日

［発生場所］　米国ロードアイランド州、ウェスタリー上空

［航空会社］　アメリカン航空

［事故概要］　降下中、操縦桿に力を加えた状態で自動操縦装置をディスコネクトしたため、急激な機首上げを発生した。

［死 傷 者］　重傷者１名（化粧室内）、軽傷者３名

［機体損傷］　なし

本事故発生前に製造会社及び運航会社により講じられていた主要な措置等

標記については、以下のとおりである。

1　マクドネル・ダグラス社

本事故発生前の１９９３年から１９９６年にかけて発生した、本事故との類似性が認められる事故及びインシデント対し、マグドネル・ダグラス社は、ＡＯＬ(All Operaters Letter) の発行、ＦＣＯＭ (Flight Crew Operating Manual) の改訂、運航者とのミーティングの開催、ＬＳＡＳにピッチ・レート・ダンパー（ＰＲＤ）機能を付加する等の対策を図っている。

以下は、マクドネル・ダグラス社（現ボーイング社）の主要な対応である。

平成５年９月24日　　ＡＯＬ　１１－０８６発行

中華航空機及び中国東方航空機の２件の乱気流によるピッチ変動の紹介と注意喚起を行った。

平成５年11月29日　　ＦＣＯＭ臨時改訂２－５５０を発行

ＦＣＯＭの臨時改訂（2-550）を行うとともに、上記ＡＯＬで紹介した手順を設定した。

また、自動操縦装置の作動状況をモニターする手順を追加するとともに、下記の「 Caution 」を追加した。

(1)　操縦力により 自動操縦装置をオーバーライドしてはならない。オーバー・コントロールにならないように注意する。

(2)　高々度では高度と後方重心位置によりピッチ操舵力が軽い。

(3)　自動操縦装置がＯＦＦ時には、機体の姿勢を制御するための操舵入力を最少にし、ＬＳＡＳにより機体姿勢を維持する。

平成６年３月１日　　ＦＣＯＭの改訂

中華航空機の事故及び中国東方航空機の事故に対して、１９９４年３月１日付けでＦＣＯＭを改訂し、「Volume Ⅱ Supplemental Procedure “Severe Turbulence and/or Heavy Rain Ingestion”」の項目において、「CAUTION」として以下に示す内容の注意を喚起した。

なお、下記(1)にある「オーバー・パワー」は、「オーバ

ー・ライド」と同義と考えられ、日本航空（株）のＡＯＭでは、オーバー・ライド」に置き換えられている。

(1)　自動操縦装置使用中はコントロール・フォースによってそれをオーバー・パワーしないこと。その場合、自動操縦装置が切れオーバー・コントロールとなる。

(2)　高々度でのピッチ・コントロールはかなり軽くなる。

(3)　マニュアル操縦の際は操舵の入力を最少にし、ＬＳＡＳにより姿勢を維持させること。

平成６年６月15日　「MD-11 HIGH ALTITUDE HANDLING QUALITIES MEETING」開催（開催地：ロングビーチ）

ＭＤ－１１の高々度での飛行特性に起因する事例が発生したことを受け、運航者を集めて本ミーティングを実施し、以下の操縦方法を推奨した。

(1)　高々度での機体の擾乱に対しては、自動操縦装置を使用して回復を図ること

(2)　自動操縦装置を入れたままで、マニュアルによる操舵力を加えてはならないこと

(3)　やむを得ずマニュアル操縦を行う場合には、少ない操舵量でゆっくり・滑らかに行うこと

(4)　座学だけでなく、シミュレータによる訓練を実施すること

平成６年７月１日　ＡＯＬ　１１－０８６Ａを発行

ＡＯＬ　１１－０８６を改訂し、自動操縦装置のディスコネクトに関する内容を具体的に記述した。

平成７年５月17日　ＭＤ－１１フライト・オペレーションズ・セミナー開催（開催地：コスタメサ）

ＭＤ－１１の高々度での操縦性及びアップセットからの回復訓練を含むＭＤ－１１の高々度操縦特性に関する知識の普及を図った。（別添９参照）

なお、ＭＤ－１１フライト・オペレーションズ・セミナーは、平成５年１０月２６日及び平成８年１０月２３日にも、コスタメサで開催されている。

平成８年１月18日　サービス・ブレティンＮｏ．１１－２２－１６で、ハネウェル社ＳＢ４０５９００１－２２－ＳＷ１７に従って、ＦＣＣのソフトウェアをアップデートすることを指示した。

ハネウェル社の当該ＳＢは、ＬＳＡＳにピッチ・レート・ダンパーの機能を付加すること等を含んでいる。

平成８年10月１日　ＡＯＬ　１１－１３１を発行（別添１０参照）

１９９６年７月１３日に発生したアメリカン航空機事故の概要を紹介するとともに、操縦桿に力を加えた状態で自動操縦装置をディスコネクトした場合の影響等に関してＦＣＯＭを改訂し、次の２点について注意を喚起する予定であることを運航者に知らせた。

(1)　自動操縦装置をディスコネクトする時の注意

操縦桿に力を加えた状態で自動操縦装置をディスコネクトしてはならない。

(2)　自動操縦装置の設定高度捕捉時の注意

２　日本航空株式会社

マクドネル・ダグラス社のＭＤ－１１型機に対する対策に関する日本航空株式会社の対応は、以下のとおりである。

平成５年８月　日本航空（株）におけるＭＤ－１１初期要員訓練開始

平成６年４月１日　ＡＯＭ（Aircraft Operating Manual）の改訂

マクドネル・ダグラス社発行のＦＣＯＭ改訂版（平成６年３月１日付け）の内容を反映させるため、日本航空のＡＯＭを改訂

（平成６年４月１日　日本航空（株）のＭＤ－１１就航）

平成６年６月15日　マクドネル・ダグラス社が開催した「MD-11 HIGH ALTITUDE HANDLING QUALITIES MEETING」に出席

（平成５年１０月２６日、平成７年５月１７日及び平成８年１０月２３日にマクドネル・ダグラス社がコスタメサで開催したＭＤ－１１フライト・オペレーションズ・セミナーにも出席）

平成６年７月１日　ＡＯＭの改訂

上記のＭＤ－１１ミーティングの結果に基づき、ＡＯＭを改訂（激しいタービュランス中の飛行に関連して、自動操縦装置が自動的にディスエンゲージする条件及び高空でのマニュアル操縦に関する注意点を追加した。）

平成７年７月１日　操縦士の訓練教材を改訂

PILOT FLIGHT TRAINING GUIDEの「１－８ CRUISE」の「1.

GENERAL (9)　シビア・タービュランスに遭遇した時」の項目に、「NOTE 4　High Altitudeでの Manual Controlの注意点」及び「NOTE 5　Autopilotを Overrideしてはいけない理由」を追加改訂した。

なお、この改訂は、前記ミーティングを受けて日本航空（株）が独自に行ったものである。（「別添 8　PILOT FLIGHT TRAINING GUIDE (1-8-(4)ページ）参照）

平成７年７月　シミュレーターの改修

マクドネル・ダグラス社のデータに基づき、シミュレーターを改修した。（高々度の飛行特性を正確に反映させるため）

平成７年10月　ＭＤ－１１セミナーの結果に基づくシミュレーター訓練開始

平成７年１０月から、ＭＤ－１１機長/副操縦士機種移行訓練及び機長／副操縦士定期訓練（年１回）において、高高度飛行特性に関するシミュレーター訓練を開始した。訓練内容は、高高度ウィンドシアに遭遇した場合を想定して急激な異常姿勢にし、回復させるための自動操縦装置の使用法、手動操縦の注意点等である。

なお、１９９６年３月までに、全ＦＣＣのソフトウェアを改修した。

平成８年12月　ＡＯＬ　１１－１３１（平成８年１０月１日発行）入手

アメリカン航空機の事故の紹介とＦＣＯＭを改訂する予定であることについてのマクドネル・ダグラス社からの通知。

日本航空（株）では、既にＡＯＭや訓練に反映させる等の処置をとっていたとして、この時点では改めて社内通知はしていない。

日本航空（株）のＡＯＭ（AIRCRAFT OPERATING MANUAL）抜粋
［４－２－（１４）ページ（３／２８／９６）］

4-2-7 SEVERE TURBULENCE 中の飛行

NOTE

Turbulence Area では、可能な限り FMS Optimum Altitude を飛行する。Buffet Margin および経済性が増す。Buffet Margin を改善するため、必要であれば、Descend する。

Turbulence Penetration Speed .....290 TO 305 KIAS OR 0.80 TO 0.82 MACH, WHICHEVER IS LOWER

NOTE

高度 10,000 ft 未満では、250 KIAS または、CLIMB SPEED のいずれか速い方でよい。

ENG IGN OVRD Switch .....OVRD ON

ENG IGN OVRD Switch を Push し、OVRD ON Light が点灯することを確認する。

Auto Throttles .....OFF

いずれかの ATS Disconnect Switch を Push し、PFD の ATS OFF 表示を確認する。

NOTE

Excessive Airspeed Variation を修正するか、または、Redline Limit を越えることを避けるために必要な場合のみ、Throttle を Adjust する。

Air Speed の変化に追従する操作は行ってはならない。

Autopilot .....MONITOR

Turbulence においては、Autopilot を使用する。Autopilot の作動状況を注意深くMonitor し、機が所望の Attitude を維持できない場合にのみ Autopilot を Disconnect できるよう準備しておく。

Autopilot が Disconnect した場合には Smooth に Control を Takeover し Pitch Attitude を安定させる。Attitude Indicator を Primary Pitch Reference として飛行し、高度がある程度鋸性となるのはやむをえない。Flight Director Pitch Bar は無視する。Manually に Trim をとってはならない。

Recovery 後、可能であれば Autopilot をReengage する。もし FCP Altitude の Capture Zone 外で Autopilot を Engage した場合、新たな高度が自動的に Command され、Smooth にその高度を Capture する。

［4－2－（15）ページ（下記「CAUTION」は、4／1／94付け］

CAUTION

(1) Control Force によって Autopilot を Override しようとしてはならない。この場合、過大な Control Input により Autopilot が Disengage し Recovery の過程で Overcontrol となる。

Overcontrol とならないよう細心の注意が成されなければならない。

(2) 高高度における Pitch の Control Force は高度による影響、および Aft. CG により、低高度でのそれと比較し、かなり軽い。

(3) Autopilot が Off の時には、Attitude を Control するための Input を Minimum とし、可能な限り Control Column への Input を抜き LSAS により Attitude を維持させる。

－－－－－－－－－－－－－－－（以下　略）－－－－－－－－－－－－－－－

（参考）　マクドネル・ダグラス社のＦＣＯＭ（FLIGHT CREW OPERATING MANUAL）における上記「CAUTION」の対応部分（ＪＡＮ／１０／９４）

CAUTION

Do not attempt to overpower the autopilot with control forces. This can cause the autopilot to disengage with too much control input, which could result in over control during recovery. Every attempt should be made not to over control.

Longitudinal control forces at high altitude will be lighter than those which the pilot experiences at low altitude due to attitude effects and aft CG.

When the autopilot is off, use minimum control inputs to fly attitude and allow the LSAS to maintain attitude by relaxing pressure on the control column whenever possible.

日本航空（株）のＡＯＭ　ＳＵＰＰＬＥＭＥＮＴ抜粋
［Ｓ－２－３－４（１）ページ（７／１／９４）］

S2-3-4 SEVERE TURBULENCE 中の飛行

1. 一般

Severe Turbulence 中の飛行の基本として

1) Turbulence Penetration Speed を Observe する。

2) ENG IGN OVERRIDE Switch を OVRD On とする。

3) Auto Throttle System を Off とする。

4) Autopilot の作動を Monitor する。

5) Bleed Demand を増加し Engine の Surge Margin を増やす。

となっている。以下に Autopilot が自動的に Disengage する条件、および Turbulence 中、万一 Autopilot が Disengage した場合の High Altitude での Manual Control の注意点の 2 点について補足説明する。

2. Autopilot が自動的に Disengage する条件

FCC は以下の条件となると Autopilot を Disengage する。

(1) Vertical "G" が 1±0.6～1±1.4 を超過。（その時の Pitch Rate による）

(2) Roll Rate が 10 deg/sec を超過。

(3) Bank Angle が 60° を超過。

(4) Pilot の Override Control 等により各舵面の Position が Autopilot の Command によるものと差が出た。

その結果 Turbulence の強さによっては Autopilot が Disengage する可能性がある。

3. High Altitude での Manual Control の注意点

一般に、高高度での安定性の減少により Manual Control は難しいが、Pitch の Control Force は高度による影響、および Aft CG により低高度でのそれと比較し、かなり軽くなっており、Overcontrol となりやすい。従って Attitude を Control するための Input を Minimum とし、可能な限り Control Column への Input を緩め LSAS により Attitude を維持させると良い。

結論として、もし Severe Turbulence に遭遇したら以下の点を考慮する。

(1) 可能な限り Autopilot は Engage のままとし、Override しない。

(2) もし Autopilot が Disengage したら所望の Attitude に Set し Control Input を抜く。

(3) 速やかに Autopilot を Re-engage する。

(4) 可能であれば、高度を下げる。

別添８

日本航空（株）のパイロット・フライト・トレーニング・ガイド抜粋

［１－８－（３）ページ（ＮＯＶ）　０１　９６］

(9) 激しい Turbulence に遭遇した時

以下に Recomend Proccdure を記する

ENG IGN OVED Switch ····· ON

ATS ····· OFF

TURBULENCE PENETRATION SPEED ····· OBSERVE

ENG.WING AND TAIL ANTI-ICE ····· ON

ECON Switch (Upper Air Con PNL) ····· OFF

NOTE 1

TURBULENCE PENETRATION SPEED

At or Above 10,000ft	290-305kt or Mach.80-.82
Below 10,000ft	Greater of 250kt or O/RET.FLAP/ SLAT 使用時には Vmin+10kt

NOTE 2

ECON Sw を Off にすると，Bleed Air が High Bleed に切り替わり（Anti-Ice が ON であれば既に High Bleed になっている），Recirculation Fan が止まり Air Con Pack が Full Operation となる。（通常は Air Con sys Auto では Recirculation Fan が回って PACK の使用を減じている）その結果 Eng の Compressor Bleed Air が増え Eng Stall Margin が増加する。
ECON Sw Off 時は EAD に，その旨表示される。

NOTE 3

Turbulence の強さによっては Autopilot が Disengage する可能性がある。

FCC は以下の条件となると Autopilot を Disengage する。

(1) Vertical"G"が 1 ±0.6～1 ±1.4を超過。（その時の Pitch Rate による）

(2) Roll Rate が10deg/sec を超過。

(3) Bank Angle が60°を超過。

(4) Pilot の Override Control 等により各舵面の Position が Autopilot の Command によるものと差が出た。

NOTE 4

High Altitude での Manual Control の注意点

一般に，高高度での安定性の減少により Manual Control は難しいが，Pitch の Control Force は高度による影響，および Aft CG により低高度でのそれと比較し，かなり軽くなっており，Over Control となりやすい。従って Attitude を Control するための Input を Minimum とし，可能な限り Control Column への Input を緩め LSAS により Attitude を維持させると良い。
結論として，もし Severe Turbulence に遭遇したら以下の点を考慮する。

(1) 可能な限り Autopilot は Engage のままとし，Override しない。
(2) もし Autopilot が Disengage したら所望の Attitude に Set し Control Input を抜く。
(3) 速やかに Autopilot を Re-engage する。
(4) 可能であれば高度を下げる。

NOTE 5

Autopilot を Override してはいけない理由

Elevator の場合，通常 Autopilot は Left Inboard Elevator のみ（A/P 1 の場合）を Control し，他の 3 枚は Followup Cable を介して作動する。しかし Autopilot を Override するとその 3 枚は Followup Cable によらず Manual Control によって動き，Autopilot の Command と違う Input をした場合，機は Command に従わないため，Autopilot によって Control されている舵面は更に大きく Deflect することとなる。ここで上記 Note 3 の条件により Autopilot が Disengage すると，その舵面も急に Manual Control に追従するため結果として機体に大きな G をかけることとなる。

ＭＤ－１１フライト・オペレーションズ・セミナー資料抜粋
（１９９５年５月１７日　マクドネル・ダグラス社がコスタメサで開催）

MD-11 High Altitude Stability Enhancement

Recovery From High Altitude Upset

DAC Procedures

1. If Autopilot Remains Engaged

- **Monitor for Statisfactory Recovery**
- **If Recovery Not Satisfactory**

  Disengage the Autopilot and Return to a Satisfactory Attitude

  Reengage the Autopilot if Possible

Note: NEVER Override the Autopilot

MCDONNELL DOUGLAS
Douglas Aircraft Company

MD-11 High Altitude Stability Enhancement

Recovery From High Altitude Upset (Continued)

2. If Autopilot Disengages

- **Return to a Satisfactory Attitude**
- **Reengage the Autopilot if Possible**

3. Adjust Airspeed and/or Altitude as Necessary

MCDONNELL DOUGLAS
Douglas Aircraft Company

AOL　１１－１３１

AOL
ALL OPERATORS LETTER

FLIGHT OPERATIONS

McDonnell Douglas Corporation (MDC) proprietary rights [illegible]

October 1, 1996
FO-AOL-11-131

To: All MD-11 Operators

Subject: PITCH-UP FOLLOWING AUTOPILOT DISENGAGEMENT

Applicable to: All MD-11 Aircraft

ATA Chapter No.: 22-11, Pitch Control & 22-10, Autopilot

Reason: To inform operators of an MD-11 pitch-up event after the autopilot was disengaged during descent, and to advise of a forthcoming change in the MD-11 Flight Crew Operating Manual, systems description.

While descending rapidly through Flight Level 250, the First Officer, as the pilot flying (PF), thought that the Autopilot was not responding to nose-up pitch commands from the Vertical Speed (V/S) control wheel. The autopilot was disconnected, and the aircraft pitched up abruptly causing injury to flight attendants and passengers.

The Digital Flight Data Recorder (DFDR) data and operational tests revealed that the autopilot and its autotrim functions, the Longitudinal Stability Augmentation System (LSAS), and the Flight Control Computers (FCC) all functioned normally.

Analysis of the DFDR data showed that with the autopilot engaged in the Level Change mode, the aircraft was descending from FL 350 to FL 240 at Mach 0.84 with speed brakes deployed. The first officer became concerned about capturing the selected altitude because of the high descent rate, and commanded a level-off using the Vertical Speed mode. After repeated attempts to level off appeared to be unsuccessful, the speed brakes were retracted and the autopilot was disengaged. Immediately following the autopilot disengagement, the aircraft pitched up abruptly with a load factor increase of 2.3 g.

Further analysis of DFDR data showed that prior to moving the V/S wheel, the aircraft had begun to level off, because the load factor increased by about 0.2 g, which is the autopilot target to

Flight Operations Customer Service, Douglas Aircraft Company
3855 Lakewood Boulevard, M/C: 94-26, Long Beach, California 90846-0001
Telephone: (310) 593-1249/Facsimile: (310) 593-3471

ensure a comfortable altitude intercept. Whenever the V/S wheel is moved, the Autopilot will cancel the capture mode, and will not re-engage in capture until the V/S wheel has come to rest for 2 seconds. The data showed that the autopilot was toggling between Vertical Speed mode and Altitude Capture mode due to repeated adjustments of the V/S wheel. The Altitude Capture mode was never engaged for more than one second, and repeated adjustments of the V/S wheel made the capture of the target altitude not possible.

The V/S intervention feature is intended to allow the pilot to intentionally fly through an armed altitude. For example, this would enable a glide slope capture from above. With autopilot 2 engaged, the autopilot commands only the right inboard (RIB) elevator for pitch control. The other three elevator surfaces are then "back-driven" through the follow-up cable system. In this incident the DFDR data showed that prior to disengaging the autopilot, all back driven elevator surfaces had followed the autopilot driven surface, indicating normal autopilot operation. The data also showed, however, that while the autopilot was still engaged, the back-driven elevators began to move away from the RIB elevator in the aircraft nose up (ANU) direction, indicating considerable pull force on the control column. If a pull force is applied when disengaging the autopilot, then all the autopilot-driven elevator surfaces will move rapidly in the pull force direction.

A computer simulation reproduced the pitch-up event described above, verifying the response of the elevators. The simulation substantiated that the response of the elevators during autopilot disengagement was the only factor in the pitch-up. There had been speculation that retraction of the speed brakes might have contributed to the pitch-up; Douglas' research indicates that this was not the case. In fact, retracting the speed brakes under these conditions will cause an aircraft nose down pitching moment. Both the DFDR and the simulation showed that the pitch-up was the direct result of disengaging the autopilot while exerting an ANU force on the control column.

The MD-11 Flight Crew Operating Manual (FCOM) cautions pilots not to exert force on the control column when disengaging the

autopilot. Douglas will revise the FCOM to better explain the Capture Mode of the autopilot in the Systems Description, and to emphasize the impact of disengaging with force on the control column.

Should additional information be required, please submit your questions to Flight Operations Customer Service, Douglas Aircraft Company, 3855 Lakewood Boulevard, Mail Code: 94-26, Long Beach, California 90846-0001, fax: (310) 593-3471.

D. C. Shapiro
Director
Flight Operations

SRL/TJM:csl

Flight Operations Customer Service, Douglas Aircraft Company
3855 Lakewood Boulevard, M/C: 94-26, Long Beach, California 90846-0001
Telephone: (310) 593-1249/Facsimile: (310) 593-3471

航空事故調査委員会が行った建議

航空事故調査委員会は、本事故等に鑑み、以下のとおり運輸大臣に建議した。
なお、添付資料は、本報告においては省略した。

（１）平成９年９月５日付け　建議第１０号

日本航空株式会社所属ダグラス式ＭＤ－１１型ＪＡ８５８０の
航空事故に係る建議について　　（建議第１０号）

標記について、航空事故調査委員会設置法第２２条の規定に基づき、下記のとおり建議する。

記

平成９年６月８日志摩半島上空において発生した標記の航空事故については、気象、機体特性、操縦を含め、考えられる全ての原因について調査・解析を行っているところであるが、現在までの調査の結果、機体ピッチが反復して大きく上下に変動したのは、自動操縦装置が切れた後、操縦士が反復して操舵を行った結果、いわゆるＰＩＯ（Pilot Induced Oscillation）に陥ったことが関与した可能性が考えられる。

このようなことに起因する事故が再発することのないよう早急に対策をとる必要がある。

（２）平成１１年３月５日付け　建議第１３号

運航中の航空機におけるシート・ベルト常時着用の促進に関する
建議について　　（建議第１３号）

標記について、航空事故調査委員会設置法第２２条の規定に基づき、下記のとおり建議する。

記

航空機が運航中に動揺した場合に搭乗者の安全を確保するためには、シート・ベルトの着用が不可欠であると考えられる。

航空機が運航中に動揺する要因としては、乱気流との遭遇等が考えられる。乱気流が関係した定期航空運送事業の用に供する航空機の事故であって、当委員会が報告書を公表したものは、過去１０年間に１１件に達している。

このほかに、平成９年１２月２８日に太平洋の公海上で発生したユナイテッド航空８２６便の事故（アメリカ合衆国が調査実施国として調査を実施中）、平成９年６月８日、志摩半島上空で発生した日本航空７０６便の事故（当委員会で調査中）においても、機体が動揺した際にシート・ベルトを着用していなかったことが、搭乗者が重傷を負ったことに関与した可能性が考えられる。

一方、航空機の動揺は、不意に発生し、その発生を事前に予測できない場合もある。

従って、シート・ベルトを着用していないことが関与要因となる事故の防止を徹底するため、国内の航空運送事業者に対し、運航中の航空機におけるシート・ベルト常時着用が定着するよう所要の措置について検討を行わせる必要がある。

添付資料：過去１０年間に発生した乱気流事故（調査中の事故は除く。）

別添１１－２

本事故後に運輸省航空局が講じた主要な措置

航空事故調査委員会の建議（平成９年９月５日付建議第１０号）を受け、航空局は、日本航空株式会社及び他の国内の定期航空運送事業者７社並びに国際不定期航空運送事業者１社に対し、平成９年９月８日付け技術部長通達「空航第６９３号」により、運航するすべての型式の航空機の自動操縦装置の特性についての教育訓練の見直しとその充実を図り、その結果について速やかに報告するよう求めた。

また、航空局は、国内の定期航空運送事業者９社並びに国際不定期航空運送事業者２社に対し、平成１０年１０月１６日付け運航課長通達「空航第８０９号」により、出発前及び飛行中の気象情報の十分な把握並びに座席ベルトを着用することにより飛行中における乗客・乗務員の安全確保を期するよう通達した。

さらに、航空局は、建議第１３号を受け、（財）航空輸送技術研究センターの協力を得て研究委員会を設置し、航空機のシート・ベルト常時着用の促進等に関する所要の検討を行うこととした。

本事故後に製造会社及び運航会社により講じられた主要な措置等

標記については、以下のとおりである。

1　マクドネル・ダグラス社

マクドネル・ダグラス社の対応は、当初は、シビア・タービュランス時に、自動操縦装置をマニュアル・オーバーライドしてはならないこと等の注意を喚起するものであったが、その後、シビア・タービュランス時という条件を外し、高高度ではピッチ操作力が軽くなることや、自動操縦装置がオーバーライドによりディスコネクトし、機体が動揺した場合には、操舵力を緩めること等についても、ＦＣＯＭの記述の厳格化等を図るとともに、シミュレーター訓練の改善やビデオ教材の充実も図っている。

以下は、本事故後マクドネル・ダグラス社（現ボーイング社）が講じた進行中のものも含む主要な措置である。

平成９年６月　　ＦＡＡ／ＡＴＡ／ＤＡＣ　乱気流に関する訓練教材発行

平成９年６月25日　　ＦＣＯＭの 臨時改訂２－７６７発行（別添１２参照）

「CAUTION」として「操縦桿に手動による入力を加えることで自動操縦装置をディスエンゲージしてはならない。・・・」という注意喚起を行った。

平成９年８月29日　　ＦＣＯＭ臨時改訂２－７８４発行（別添１２参照）

臨時改訂２－７６７に代わるもので、ＡＦＳ（Automatic Flight System）に係わる部分において、自動操縦装置ディスエンゲージ時に操縦桿に力が加えられていると、機体が不意な応答をすることについて、それまで「CAUTION」であったものを「WARNING」に変更し、内容も改定した。

平成９年12月２日　　ＦＣＯＭ臨時改訂２－８２６発行（別添１２参照）

臨時改訂２－７８４等に代わるもので、ＡＦＳに係わる部分において、自動操縦装置ディスエンゲージ時にコントロール・コラムに力が加えられていると、機体が不意な応答をすること、そうした場合に、操縦桿から手を放して（操縦桿をリリースして）機体の動揺を落ち着かせる等の内容を追加した。

平成９年12月２日　　ＦＣＯＭ臨時改訂２－８２７発行

シビア・タービュランス時の関連記述をＡＦＳに係わる部

分の記述と整合するようにした。

平成10年２月16日　ＦＣＯＭ臨時改訂２－８３１発行
ＦＣＯＭ臨時改訂２－８２７と変更内容は同じ。

進行中　ＭＤ－１１型機の高空操縦特性と動揺（UPSET）からの回復手法に関するビデオ教材の開発

進行中　ＭＤ－１１型機の高空操縦特性と動揺（UPSET）からの回復手法に関し、モーション・ベース・シミュレーターによる訓練の設定

２　日本航空株式会社

本事故後、日本航空株式会社が講じた主要な措置は、以下のとおりである。

平成９年６月９日　客室本部長通達「タービュランス事故の再発防止について」を発行

平成９年６月19日　OPERATIONS INFORMATION MD-11-73を発行し、「オート・パイロット　ディスエンゲージ時のピッチ・コントロールの注意点」について、社内に周知

平成９年８月８日　AIRCRAFT OPERATING MANUAL BULLETIN No.68 を発行
「４－７　AUTOMATIC FLIGHT」を一部改訂し、コントロール・コラムにマニュアル操舵力をかけてオート・パイロットをディスエンゲージしてはならないこと、及びオート・パイロットがディスエンゲージした時にコントロール・コラムに力がかけられていると、機体が急激に反応することがあるという「CAUTION」の追加等を行った。

平成９年９月10日　operations news NO.486-(OYZ) を発行し、航空事故調査委員会による調査の経過報告及び建議の概要を全運航乗務員に周知

平成９年９月11日　全機種の乗員を対象に operations news NO.485(OEZ)を発行し、「オート・パイロツト使用中にコラム／ホイールを操作した場合の影響について」を社内に周知

平成９年９月11日　ＭＤ－１１運航乗員部長通達を発行し、航空事故調査委員会による調査の経過報告及びオート・パイロットがディスエンゲージした時のピッチ・コントロール上の注意点について、ＭＤ－１１型機の運航乗務員に周知

平成９年９月17日　AIRCRAFT OPERATING MANUAL BULLETIN No.70を発行
AIRCRAFT OPERATING MANUAL BULLETIN No.68を廃止し、オ

ート・パイロットをオーバーライドしてはならないこと、オート・パイロットがディスコネクトした時にコントロール・コラム／ホイールに力がかけられていると、機体が急激に反応すること等を「WARNING」とした。（FCOM臨時改訂2-784に基づく改訂）

平成９年９月22日　平成９年９月８日付け航空局技術部長通達「空航第６９３号」により自社のすべての型式の航空機の自動操縦装置の特性について教育訓練の見直し・充実を図るよう要請された件に関し、進捗状況を航空局技術部長に報告

平成９年10月　アドバンスト・トレーニングを導入（異常姿勢からの回復方法等について、充実を図った。）

平成９年10月24日　「タービュランスによる負傷を防止するためのＱ＆Ａ」発行（運航本部、客室本部及び安全推進本部連名）

その中に、シート・ベルト・サイン点灯に対応できるようにするための客室内の片付けに要する時間の見積もりについての問いに対し、「状況にもよるが、ギャレー内の危険物の収納や客室のサービス中のカート類を適宜収納するのには５分程度かかる。」等の答を記載

平成９年11月１日　「CABIN ATTENDANT MANUAL」を改訂

ベルト・サインの判断について、次のとおり改訂するとともに、サインへの対応の仕方についても明文化した。

(1)　１０，０００フィートのコールとほぼ同時、またはそれ以降に点灯したベルト・サインは別途指示がない限り「着陸のためのサイン」と判断する。

(2)　１０，０００フィートのコール以前に点灯したベルト・サインは「揺れに対する警告のサイン」と判断する。

平成９年12月26日　平成９年９月８日付け航空局技術部長通達「空航第６９３号」により自社のすべての型式の航空機の自動操縦装置の特性について教育訓練の見直し・充実を図るよう要請された件に関し、進捗状況を航空局技術部長に報告

平成10年１月16日　OPERATIONS INFORMATION MD-11-79を発行し、「ＭＤ－１１のピッチ軸の操縦安定特性について」を社内に通知

平成10年２月13日　OPERATIONS INFORMATION MD-11-81を発行し、「オーバースピード（V_{MO}/M_{MO}）への対応」についてＭＤ－１１型機の全運航乗務員に周知.

なお、他機種についても同様の OPERATION INFORMATIONを発行

平成10年３月４日　AIRCRAFT OPERATING MANUAL BULLETIN No.75を発行

「４－７　AUTOMATIC FLIGHT」を一部改訂し、オート・パイロットをエンゲージ中に決してコントロール・コラム／ホイールに力をかけてはならないこと、オート・パイロットがディスコネクトし、機体が急激反応した場合に姿勢を安定させる方法等に関し、「WARNING」等の内容の充実を図った。

（FCOM臨時改訂2-826に基づく改訂）

平成10年4月　自動操縦装置がエンゲージされた状態でマニュアル操作がなされた場合の影響について、ビデオ教材を作成し、定期訓練の場で活用を開始

平成10年４月14日　平成９年９月８日付け航空局技術部長通達「空航第６９３号」により自社のすべての型式の航空機の自動操縦装置の特性について教育訓練の見直し・充実を図るよう要請された件に関し、進捗状況を航空局技術部長に報告

なお、マクドネル・ダグラス社が発行したＦＣＯＭ臨時改訂２－８２７については、日本航空（株）には不適用である。また、ＦＣＯＭ臨時改訂２－８３１に基づくＡＯＭの改訂は、平成１０年６月１７日付で行われている。

アメリカ合衆国国家運輸安全委員会(NTSB)の安全勧告

National Transportation Safety Board

Washington, D.C. 20594

Safety Recommendation

Date: MAY 2 5 1999

In reply refer to: A-99-39 through -44

Honorable Jane F. Garvey
Administrator
Federal Aviation Administration
Washington, D.C. 20591

On July 13, 1996, at 2040 eastern daylight time, a McDonnell Douglas[1] MD-11, N1768D, operated by American Airlines as flight 107, experienced an in-flight upset near Westerly, Rhode Island.[2] One passenger received serious injuries, and one passenger and two flight attendants received minor injuries. The airplane was not damaged. Flight 107 was being conducted under the provisions of 14 Code of Federal Regulations (CFR) Part 121 as an international scheduled passenger service flight from London, England, to John F. Kennedy International Airport in Jamaica, New York.

On June 8, 1997, at 1948 Japan standard time, another MD-11, JA8580, operated by Japan Airlines as flight 706, experienced an in-flight upset near Nagoya, Japan. One flight attendant[3] and three passengers received serious injuries, and four flight attendants and five passengers received minor injuries. The airplane was not damaged. Flight 706 was being conducted as a scheduled passenger flight from Hong Kong to Nagoya, Japan. The National Transportation Safety Board is participating in the Japanese Aircraft Accident Investigation Committee's (AAIC) investigation of the accident.

Investigations into these accidents revealed that both upsets occurred when flight crewmembers made manual flight control inputs while the autopilot system was engaged. The accidents raise concerns about the warning information and training provided to MD-11 pilots regarding proper use of the autopilot system that the Federal Aviation Administration should address.

[1] McDonnell Douglas is now known as Boeing, Douglas Products Division (DPD).
[2] For more information, see Brief of Accident NYC96LA148 (enclosed).
[3] The seriously injured flight attendant died from her injuries in February 1999. However, the International Civil Aviation Organization states that an injury must result in death within 30 days of an accident to be classified as fatal.

The MD-11 is equipped with an automatic flight system that includes two flight control computers with integrated autopilots. Each autopilot is capable of automatically controlling the airplane in various vertical and lateral modes. Autopilot controls, located on the flight control panel, include the AUTO FLIGHT switch, which is used to engage the autopilot, and the pitch wheel, which can be used to adjust the airplane's rate of descent. The autopilot can be disconnected by pressing the autopilot disconnect switch on the flight control yoke.

According to Boeing DPD, the MD-11 autopilot cannot respond correctly when manual flight control inputs are made; therefore, pilots should never make control inputs when the autopilot is engaged. If control inputs are made when the autopilot is engaged, there will be a sudden and abrupt movement of some flight control surfaces and an associated but unpredictable aircraft response when the autopilot disengages.

When American Airlines flight 107 was cleared to descend to 24,000 feet, the first officer initiated a descent via the autopilot. With approximately 1,000 feet left in the descent, the captain became concerned that the airplane might not level off at the assigned altitude and instructed the first officer to slow the rate of descent. The first officer adjusted the pitch thumbwheel on the autopilot control panel; however, this maneuver proved ineffective. The captain then took manual control of the airplane, began applying back pressure to the control column, then disconnected the autopilot. Flight data recorder (FDR) data show that the airplane experienced an immediate 2.3 G pitch upset followed by additional oscillations, resulting in the injuries.

Although the Japanese AAIC's final report of the investigation into the Japan Airlines flight 706 in-flight upset has not yet been published, the Safety Board understands that when the airplane was cleared to descend from cruise altitude, the captain initiated a descent via the autopilot. During the descent, the captain stated that he believed the airplane was going to accelerate beyond the maximum operating airspeed. The captain took manual control of the airplane and began applying back pressure to the control column while the autopilot system was still engaged. As the captain's input force increased to about 50 pounds, the autopilot disconnected,[4] and FDR data show that the airplane responded abruptly to the captain's accumulated input force. The airplane experienced a series of pitch oscillations, ranging from +2.78 to -0.5 G, resulting in the injuries.

After the American Airlines upset, the Safety Board researched the information provided to MD-11 pilots about disengaging the autopilot before making manual control inputs. A reference was found in the McDonnell Douglas MD-11 Flight Crew Operating Manual (FCOM) under the heading "Severe Turbulence and/or Heavy Rain Ingestion," which stated

[4] The autopilot disconnected because of the activation of a feature known as the Autopilot Elevator Command Response Monitor. This monitor will disconnect the autopilot automatically when the position of the elevator differs from the autopilot commanded position. According to Boeing DPD, this can occur when a crewmember applies enough force to the control column to cause the elevator to deflect away from its autopilot commanded position.

> Do not attempt to overpower the autopilot with control forces. This can cause the autopilot to disengage with too much control input, which could result in over control during recovery. Every attempt should be made not to over control.

Safety Board staff questioned Boeing DPD about whether this warning should apply to all flight conditions in which the autopilot may be used, not just conditions of severe turbulence and/or heavy rain ingestion. Following these discussions, the company issued MD-11 FCOM Temporary Revision 2-826, dated December 2, 1997, which contained the following warning in the "Automatic Flight System, General Overview" section:

> Applying force to the control wheel or column while the autopilot is still engaged has resulted in autopilot disconnects and subsequent abrupt aircraft maneuvers. The pilot should never apply force to the control wheel or column while the autopilot is engaged. If the pilot is not satisfied with the autopilot performance, or is unsure that it is operating correctly, it should be immediately disconnected by using one of the autopilot disconnect switches.

The wording of this warning is appropriate; however, the Safety Board is concerned that, because many MD-11 operators use their own company flight manuals (CFM), which may not reflect the information in the McDonnell Douglas MD-11 FCOM, some pilots may not be aware of this warning. Placing the warning in the FAA-approved MD-11 Airplane Flight Manual (AFM), which is required for each airplane delivered, and requiring operators to include the warning in their CFMs will ensure that all pilots are made aware of this safety hazard. Therefore, the Safety Board believes that the FAA should require Boeing to revise the MD-11 AFM and all MD-11 operators to revise their CFMs to ensure that pilots are warned about the hazards of applying force to the control wheel or column while the autopilot is engaged.

Pitch upsets may be more severe in the MD-11 than in other airplanes because the control column forces needed for manual control of the MD-11 in cruise flight can be much lighter than those that pilots might have previously encountered in other airplane models and considerably lighter than those normally used at lower speeds and altitudes.[5] As a result, pilots may overcontrol the MD-11 in manual flight after autopilot disengagement. To minimize this hazard, flight crew training should emphasize the proper procedures for autopilot disconnect and subsequent manual control of the airplane. Therefore, because of the potential for light stick forces in cruise flight, the Safety Board believes that the FAA should issue a flight standards information bulletin that directs principal operations inspectors to ensure that MD-11 training programs provide simulator instruction in the proper procedure for autopilot disengagement and the subsequent manual control of the airplane.

The certification requirements for transport-category autopilot systems are addressed in 14 CFR Part 25.1329, "Automatic Pilot System." Compliance with this regulation is addressed

---

[5] National Transportation Safety Board. 1997. *Inadvertent In-Flight Slat Deployment, China Eastern Airlines Flight 583, McDonnell Douglas MD-11, B-2171, 950 Nautical Miles South of Shemya, Alaska, April 6, 1993.* Aircraft Accident Report NTSB/AAR-97-07. Washington, DC.

in Advisory Circular 25.1329-1A, "Automatic Pilot Systems Approval." However, neither of these references includes information about how an airplane should respond when a manual flight control input is made while the autopilot is engaged. The Safety Board is aware that some transport-category airplane autopilot systems are designed to disconnect whenever pilots apply force[6] to the flight controls. A similar design feature would have prevented the pitch upsets that occurred in these two accidents, and the Safety Board is aware that there may be other viable means to prevent such upsets. The Safety Board concludes that the current MD-11 autopilot design, which allows for upsets to occur when pilots apply force to the flight controls, is not acceptable. Therefore, the Safety Board believes that the FAA should require that the MD-11 autopilot system be modified to prevent upsets from occurring when manual inputs to the flight controls are made. In addition, the Safety Board believes that the FAA should review the design of all transport-category airplane autopilot systems and require modifications to those determined to be capable of creating upsets when manual inputs to the flight controls are made. Finally, the FAA should require all new transport-category airplane autopilot systems to be designed to prevent upsets when manual inputs to the flight controls are made.

In the American Airlines flight 107 upset, the first officer adjusted the pitch thumbwheel seven times as the autopilot was attempting to level the airplane after descending. Boeing DPD engineers informed the Safety Board that, when the autopilot is engaged, movement of the pitch thumbwheel interrupts the autopilot's altitude capture mode. Once the pitch thumbwheel is released, there is a 2-second delay before the autopilot can resume the level-off. Therefore, the American Airlines flight crewmember's repeated use of the pitch thumbwheel during the level-off process prevented the autopilot from capturing the assigned altitude. The Safety Board learned that American Airlines operations and training personnel were not aware of this 2-second delay and that it was not addressed in the manufacturer's operations or training material.

After the accident, Boeing DPD issued MD-11 FCOM Temporary Revision 3-101, dated June 18, 1997, which stated the following:

> When the pitch wheel is moved, the AP [autopilot] will cancel the altitude capture mode (if engaged) and will not re-engage in altitude capture until the pitch wheel has come to rest for 2 seconds. Altitude capture will not engage if the pitch wheel is repeatedly adjusted.

Although this information adequately describes the effect of pitch thumbwheel adjustment during altitude capture, the Safety Board is again concerned that, because many MD-11 operators use their own CFMs rather than the McDonnell Douglas MD-11 FCOM, some pilots may not be aware of this warning. Placing the warning in the FAA-approved MD-11 AFM, which is required for each airplane delivered, and requiring operators to include the warning in their CFMs will ensure that all pilots are made aware of this potential safety hazard. Therefore, the Safety Board believes that the FAA should require Boeing to revise the MD-11

[6] To prevent nuisance disconnects caused by incidental pressure on the controls, the force required to disconnect the autopilot must exceed a threshold value.

AFM and all MD-11 operators to revise their CFMs to ensure that pilots are warned about the hazards of adjusting the pitch thumbwheel during a level off with the autopilot system engaged.

Therefore, the National Transportation Safety Board recommends that the Federal Aviation Administration:

Require Boeing to revise the MD-11 Airplane Flight Manual and all MD-11 operators to revise their company flight manuals to ensure that pilots are warned about the hazards of applying force to the control wheel or column while the autopilot is engaged. (A-99-39)

Issue a flight standards information bulletin that directs principal operations inspectors to ensure that MD-11 training programs provide simulator instruction in the proper procedure for autopilot disengagement and the subsequent manual control of the airplane. (A-99-40)

Require that the MD-11 autopilot system be modified to prevent upsets from occurring when manual inputs to the flight controls are made. (A-99-41)

Review the design of all transport-category airplane autopilot systems and require modifications to those determined to be capable of creating upsets when manual inputs to the flight controls are made. (A-99-42)

Require all new transport-category airplane autopilot systems to be designed to prevent upsets when manual inputs to the flight controls are made. (A-99-43)

Require Boeing to revise the MD-11 Airplane Flight Manual and all MD-11 operators to revise their company flight manuals to ensure that pilots are warned about the hazards of adjusting the pitch thumbwheel during a level off with the autopilot system engaged. (A-99-44)

Chairman HALL, Vice Chairman FRANCIS, and Members HAMMERSCHMIDT, GOGLIA, and BLACK concurred in these recommendations.

By: Jim Hall
Chairman

Enclosure

ＦＣＯＭ臨時改訂　２－７６７／２－７８４／２－８２６

（１）　臨時改訂　２－７６７（１９９７年６月２５日付け）

「AUTOMATIC FLIGHT SYSTEM (AFS)」について解説した項目において、「INTRODUCTION」中の「GENERAL OVERVIEW」の部分に次の記述を追加した。

The autopilot is disconnected by pushing the autopilot disconnect switch located on either the Captain's or the First Officer's outboard yoke handle. This activates the autopilot disengage warning system, which consists of a flashing red boxed AP OFF text and a flashing red box around the flight mode annunciator on the PFD. It also consists of a cyclic aural warning tone and a central aural warning system "AUTOPILOT" optional announcement. If the autopilot disconnect button is held depressed, and the RCWS option is installed, the Roll Control Wheel Steering (RCWS) will be disabled until the button is released.

CAUTION

Do not disengage the autopilot by making manual inputs to the control column and do not apply force on the control column when disconnecting the autopilot. If a force is applied to the control column while disengaging the autopilot, the aircraft will respond abruptly.

（2）　臨時改訂　２－７８４（１９９７年８月２９日付け）

「AUTOMATIC FLIGHT SYSTEM (AFS)」について解説した項目において、「INTRODUCTION」中「GENERAL OVERVIEW」の記述が次のとおり変更された。

それまで「CAUTION」であった部分は、「WARNING」に変更され、内容も改定された。

The autopilot is disconnected by pushing the autopilot disconnect switch located on either the Captain's or the First Officer's outboard yoke handle. This activates the autopilot disengage warning system, which consists of a flashing red boxed AP OFF text and a flashing red box around the flight mode annunciator on the PFD. It also consists of a cyclic aural warning tone and a central aural warning system "AUTOPILOT" optional announcement. If the autopilot disconnect button is held depressed, and the RCWS option is installed, the Roll Control Wheel Steering (RCWS) will be disabled until the button is released.

WARNING

Unless the autopilot is malfunctioning, the pilot should not over power or assist the autopilot with control column or control wheel forces. This can cause the autopilot to disengage with too much control input, which could result in over control during recovery. If a force is applied to the control column or control wheel while disengaging the autopilot, the aircraft will respond abruptly.

（3）　臨時改訂　２－８２６（１９９７年１２月２日付け）

「AUTOMATIC FLIGHT SYSTEM（AFS）」について解説した項目において、「INTRODUCTION」中「GENERAL OVERVIEW」の記述が、更に次のように変更された。

このほかに「APPROCH」に関する改訂もあったが、省略する。

なお、本改訂の内容は、臨時改訂　２－８２６（１９９７年１２月２日付け）により、「SEVERE TURBULENCE AND/OR HEAVY RAIN INGESTION」の項にも反映されている。

The autopilot is disconnected by pushing the autopilot disconnect switch located on either the Captain's or the First Officer's outboard yoke handle. This activates the autopilot disengage warning system, which consists of a flashing red AP OFF text and a flashing red box around the flight mode annunciator on the PFD. It also consists of a cyclic aural warning tone and a central aural warning system "AUTOPILOT" optional announcement. If the autopilot disconnect button is held depressed, and the RCWS option is installed, the Roll Control Wheel Steering (RCWS) will be disabled until the button is released.

The pilot is responsible for monitoring the autopilot whenever it is engaged. If the pilot is not satisfied with the autopilot performance, or is unsure that it is operating correctly, it should be immediately disconnected by using one of the autopilot disconnect switches. The pilot should smoothly stabilize the aircraft attitude, retrim if necessary and reengage the autopilot if desired.

NOTE

Because the autopilot cannot respond correctly when inputs are made to the control wheel or column, it is designed to disconnect automatically if there are sustained pilot inputs. However, the pilot should never make control inputs when the autopilot is engaged, because at disconnect there will be a sudden and abrupt movement of some flight control surfaces with an associated but unpredictable aircraft response.

WARNING

Applying force to the control wheel or column while the autopilot is still engaged has resulted in autopilot disconnects and subsequent abrupt aircraft maneuvers. Pilots have over-controlled the aircraft while trying to return to stabilized level flight. The pilot should never apply force to the control wheel or column while the autopilot is engaged. If the pilot is not satisfied with the autopilot performance, or is unsure that it is operating correctly, it should be immediately disconnected by using one of the autopilot disconnect switches. If the autopilot disengages while a force is applied to the control wheel or column, there will be a rapid, commanded change in some of the control surface positions. This will result in an abrupt and unpredictable aircraft response. Additionally, the pilot should not attempt to disconnect the autopilot while applying a control force. If an inadvertent autopilot disconnect occurs, the pilot must smoothly stabilize the aircraft attitude, releasing the flight controls, if necessary, until the aircraft motion dampens out.

最大運用限界速度に関する関連文書の記述

最大運用限界速度の定義等が、関連文書にどのように記述されているかについて、以下に取りまとめる。

1　耐空性要件（Airworthiness Requirements）における記述

最大運用限界速度については、米国連邦航空規則§２５.１５０５に、次のとおり記述されている。

§ 25.1505　Maximum operating limit speed.

The maximum operating limit speed (V_{MO}/M_{MO} airspeed or Mach Number, whichever is critical at a particular altitude) is a speed that may not be deliberately exceeded in any regime of flight (climb, cruise, or descent), unless a higher speed is authorized for flight test or pilot training operations. V_{MO}/M_{MO} must be established so that it is not greater than the design cruising speed V_C and so that it is sufficiently below V_D/M_D or V_{DF}/M_{DF}, to make it highly improbable that the latter speeds will be inadvertently exceeded in operations. The speed margin between V_{MO}/M_{MO} and V_D/M_D or $V_{DF}M/_{DF}$ may not be less than that determined under § 25.335(b) or found necessary during the flight tests conducted under § 25.253.

[Amdt. 25-23, 35 FR 5680, Apr. 8, 1970]

略語の意味は、次のとおりである。

V_C ：Design Cruising Speed、　V_D/M_D ：Design Diving Speed

V_{DF}/M_{DF} ：Demonstrated Flight Diving Speed

なお、§２５.３３５(b)は「Design Dive Speed」の決め方に関する規定であり、§２５.２５３は「High-Speed Characteristics」に関する規定であるが、その内容については省略する。

また、我が国の耐空性審査要領に同等の記述があるが、その内容は省略する。

2　フライト・マニュアル及び飛行規程における記述

事故当時、マクドネル・ダグラス社発行の「Airplane Flight Manual」には、「SECTION 1 LIMITAIONS」の「2. STRUCTURAL DESIGN」の項目に「Maximum Operating Speeds」の標題で、以下のことが記載されていた。

Maximum Operating Speeds

The Maximum Operating limit Speed V_{MO}/M_{MO} may not be deliberately exceeded in any regime of flight.(climb,cruise,or descent)

（以下省略）

なお、事故当時の日本航空（株）の飛行規程にも、同等の記述がなされていた。

3　ＦＣＯＭ及びＡＯＭにおける記述

事故当時、マクドネル・ダグラス社発行のＦＣＯＭには、「VOL.Ⅱ Operating Procedures」中、「LIMITAIONS」の「2. STRUCTURAL DESIGN LIMITATIONS」の項に「Maximum Operating Speeds」の標題で、以下のことが記載されていた。

Maximum Operating Speeds

The maximum operating speed V_{MO}/M_{MO} may not be deliberately exceeded in any regime of flight (climb, cruise, or descent).

（以下省略）

なお、日本航空（株）のＡＯＭでは、「AIRCRAFT LIMITATION」の章の「１－２－２　速度及び荷重倍数」中、「１．対気速度限界」の項目に「(1)Maximum Operating Limit Speed (V_{MO}/M_{MO})」について記載されていた。

当該ＡＯＭは、基本的にはＦＣＯＭに沿ったものであるが、ＦＣＯＭの前記「The Maximum ....., or descent」の部分については、ＡＯＭでは、事故当時は記述が省略されており、その後追加された。

4　オーバー・スピード発生時の点検に関するメンテナンス・マニュアルの記述

V_{MO}/M_{MO}を超過した場合に必要となる点検項目について、「ＭＤ－１１ Aircraft Maintenance Manual」には、V_{MO}/M_{MO}を超過した場合（Clean Wing

condition）に必要となる点検項目の記述があり、その中につぎのことが記載されている。

If the overspeed is no more than 10 knots above the maximum operating speed (Vmo/Mmo),inspect external fuselage per paragraph 4.A.(1). Do not remove the fillet panels,inspect external fuselage skin only. If the overspeed is more than 10 knots above the maximum operation speed(Vmo/Mmo),do all the inspection per paragraph 4.A.(1) through 4.A.(7). If there is too much turbulence/buffeting during the overspeed,do all the inspection per paragraph 4.A.(1)through 4.A.(7).

ＣＷＳ－ＰＩＴＣＨとＣＣＰの記録時間のずれ

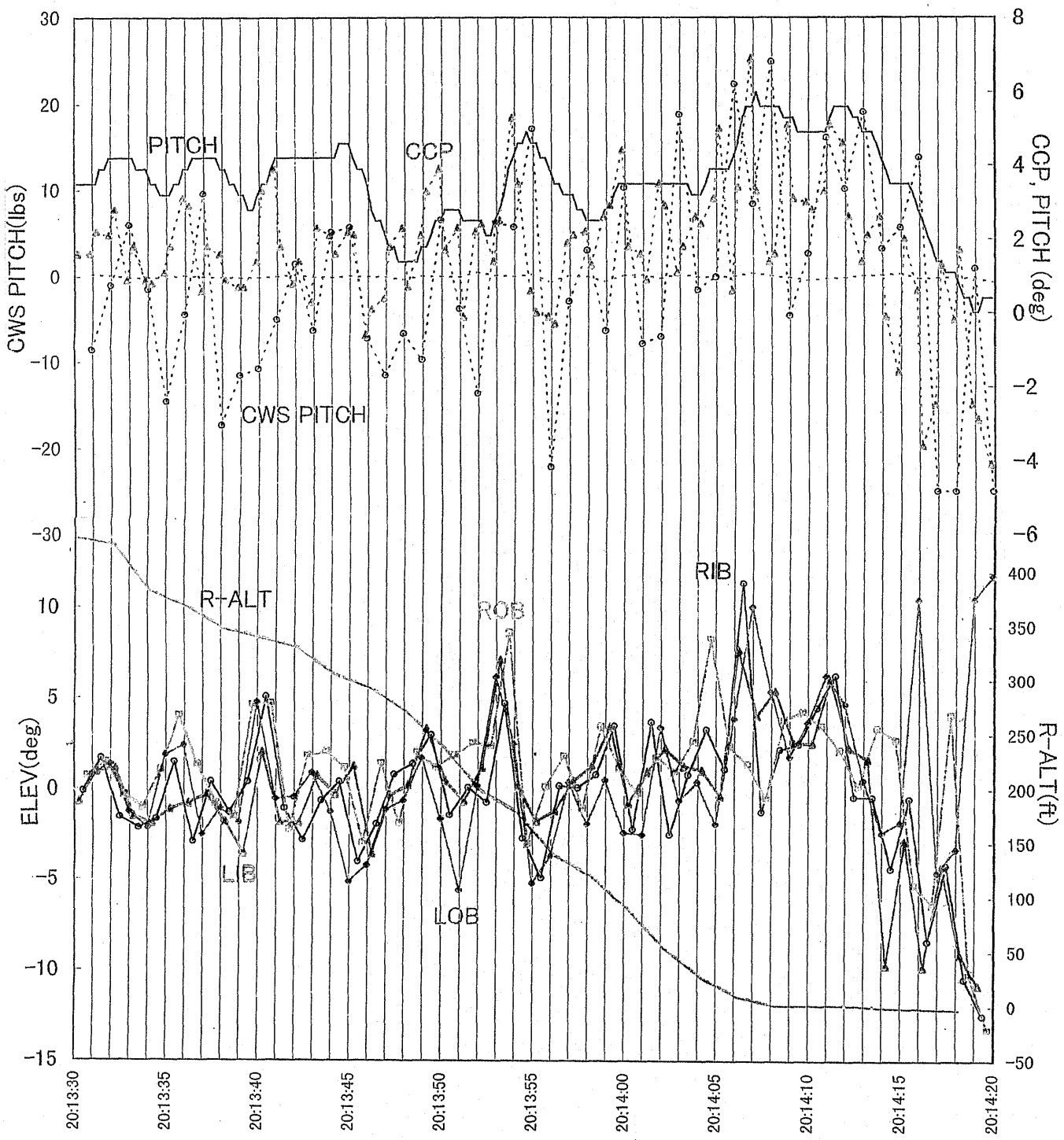
本報告書の「2.8.2ＤＦＤＲ及びＡＤＡＳの記録」で述べたとおり、別添１のグラフは、各パラメータがセンサーで取得されてからＤＦＤＲ及びＡＤＡＳに記録される以前のデータ・バス上の時間遅れを考慮せず、ＤＦＤＲ及びＡＤＡＳの記録位置に記録された時刻に基づいている。ＡＤＡＳは、１秒間を５１２のスロットに分割して記録する方式をとっており、ＣＷＳ－ＰＩＴＣＨ（ＣＡＰ１Ａ及び１Ｂ）は、それぞれ５０３番目及び５０４番目のスロットに記録されており、ＣＣＰは、１秒間に２回、１４番目及び４４６番目のスロットに記録されている。このため、グラフ上では、ＣＷＳ－ＰＩＴＣＨがＣＣＰに比べて時間的に遅れて動いているかのように見える。

また、データ・バスの時間遅れを考慮すれば、各パラメーターは記録時刻よりも早い時刻に取得されたと言えるが、データ・バス上の遅れが一様でないため、ＣＷＳ－ＰＩＴＣＨとＣＣＰの両パラメーターが取得された時刻の前後関係を特定することはできない。

そこで、別添１のグラフが示すＣＷＳ－ＰＩＴＣＨとＣＣＰの時間関係が事故当時の特別な状況下で生じたものなのか、それとも、ＡＤＡＳの記録方式により通常生じるものなのかを調べるために、当該機の名古屋空港へのアプローチから着陸までのパラメータ（ＰＩＴＣＨ、ＣＷＳ－ＰＩＴＣＨ、ＣＣＰ、ＥＬＥＶＡＴＯＲＳ）を別添１のグラフと同じ方法でプロットしたグラフを図Ａ１４に示す。

このグラフから分かるように、ＣＷＳ－ＰＩＴＣＨとＣＣＰの動きの時間関係は、別添１のグラフに示すものと同一であり、このことから、ＣＷＳ－ＰＩＴＣＨとＣＣＰの時間のずれは、データ・バスを含めた記録上の特性であることが言える。したがって、機構的な観点から、ＣＷＳ－ＰＩＴＣＨとＣＣＰの作動は、同時に発生したものであると推定される。

図Ａ１４　名古屋空港へのアプローチ中のＣＷＳ－ＰＩＴＣＨとＣＣＰの記録時間関係



別添１５

自動操縦装置のディスコネクトについての補足説明

1　自動操縦装置がディスコネクトする条件

日本航空（株）のＡＯＭによれば、自動操縦装置がディスコネクトする条件は、次のとおりである。

(1)　Vertical “G” が１±０．６～１±１．４を超過。（その時のPitch Rateによる。）

(2)　Roll Rate が１０deg/secを超過。

(3)　Bank Angleが６０°を超過。

(4)　PilotのOverride Control等により各舵面のPositionがAutopilotのCommandによるものと差がでた。

（注１）　(1)～(3)は自動操縦装置のオート・カットオフ（ＡＣＯ）機能が働く。

（注2）　(4)はＥＣＲＭが作動する。

2　本事故で、ＡＣＯが自動操縦装置のディスコネクトに関与しなかった理由

事故当時、同機の自動操縦装置が上記１(4)（ＥＣＲＭ作動）によりディスコネクトしたと推定したことについては、本文に記載したとおりである。自動操縦装置のディスコネクトが上記１(1)～(3)によるものでないと推定した理由は、以下のとおりである。

(1)　１(1)　Vertical “G” について

垂直加速度が増加中の場合には、１＋０．６Ｇ～１＋１．４Ｇの範囲を超過した場合に自動操縦装置のＡＣＯが働く。

この条件によりＡＣＯが作動した場合には、ＣＦＤＳ（Centralized Fault Display System）に “AP P ACO” というフォールト・メッセージが記録されるが、この記録がなかった。

また、ＡＣＯを作動させるためにはＩＲＵで検出したＧの信号が使われる。ＩＲＵがＧを検出した実時間から、ＦＣＣがＡＣＯを作動させる信号を出力するまで、自動操縦装置のシステム・ロジック上１秒の遅延時間が設定されている。

一方、製造者によれば、自動操縦装置のＯＮ及びＯＦＦの信号が、ＤＦＤＲに記録されるまでデーター・バス上で最大１秒の時間遅れを伴う。

これらの時間遅れのため、自動操縦装置がディスコネクトした実時刻の１秒前にＩＲＵが検出した垂直加速度の値は、１．６Ｇに達していなかった可能性が

ある。

(2) 1(2) Roll Rateについて

この条件によりＡＣＯが働いた場合には、ＣＦＤＳに“AP R RATE ACO”というフォールト・メッセージが記録されるが、この記録はなかった。

また、ＤＦＤＲ記録によれば、自動操縦装置がディスコネクトする直前、同機のロール角は、０°付近のわずかな変化に止まっており、１０°/sを超えるロール・レートは発生していない。

(3) 1(3) Bank Angleについて

この条件によりＡＣＯが働いた場合には、ＣＦＤＳに“AP R ACO”というフォールト・メッセージが記録されるが、この記録はなかった。

また、ＤＦＤＲ記録によれば、自動操縦装置がディスコネクトする直前、６０°を超えるバンク角は発生していなかった。

8　アメリカ合衆国からの意見

（注）

編集上の理由により、最終報告書のページ番号は、最終報告書案と一致するとは限らない。

National Transportation Safety Board

Washington, D.C. 20594

November 17, 1999

Mr. Atsuhiko Wataki
Investigator-in-Charge, JAL 706
Aircraft Accident Investigation Commission
Ministry of Transport
Tokyo, Japan

BY FACSIMILE

Dear Mr. Wataki,

Thank you for the opportunity to comment on the draft report of the accident, JAL flight 706 of June 8, 1997, an MD-11 airplane, JA8580, near Nagoya, Japan. The National Transportation Safety Board (NTSB) staff participated in the investigation as the state of manufacture of the MD-11 aircraft in accordance with Annex 13 to the ICAO Convention with advisors from the Federal Aviation Administration (FAA) and the Boeing Commercial Airplane Group (formerly McDonnell Douglas Aircraft). We believe our participation has been beneficial to all.

We wish to congratulate the JAAIC for the depth and focus of the investigation. The draft Final Report is an excellent example of professionalism.

We have only a few points of comment, however, we believe they are sufficiently important that adjustment in the text would be appropriate.

Para. 2.11.1 Subparagraph (2), MD-11 Autopilot System, draft page 25, contains a sentence that reads, According to Mc Donnell Douglas, the sole reason for the autopilot override function,... The sentence would be more correct with the following modification, "the reasons for the autopilot override function on the MD-11 are to provide pilots with a backup disconnect function in the case of an autopilot hardover or where pilots find that they are not able to disconnect the auto pilot using the disconnect button."

Para. 2.11.1 Subparagraph (2), MD-11 Autopilot System 2, draft page 26, contains a sentence that reads, "This function has an Overspeed Protection logic such that..." It would be more correct with the following modification, "This function has an speed limiting logic such that..."

Para. 2.11.3 Subparagraph (2), end sentence, draft report page 29. The sentence would offer more clarity with the following modification, "The engineering flight simulator demonstrations at Mc Donnell.....activate the ECRM and produce the G forces recorded on the FDR."

Para. 3.2.2. draft report page 33. In the paragraph which begins, "At 1948:21, the speed brakes (Spoilers) began to deploy...." The last sentence of the paragraph would be more correct if the current words, the AP's "speed protection function" were replaced with the words, "speed limiting logic."

Para. 3.3.1, subparagraph (2) draft report page 35. The title of the paragraph and the first sentence refer to the speed protection function. This subject should be called the speed limiting logic.

Para. 3.3.1, subparagraph (2) draft report page 36. The first sentence on the page begins, "Thus, it is estimated that the FCC airspeed had not reached...." It is appropriate to further explain the operation of the FCC airspeed filter by inserting the following information before this sentence: "The time lag becomes a factor in airspeed filter convergence when the wind rates exceed 1.1 knots per second."

Para. 3.3.1, subparagraph (3) draft report page 36. The paragraph that reads, "The effectiveness of the speed brakes for decreasing the airspeed..." needs modification to fully describe the airplane performance in the FLC mode. A suggested insert follows:

> In the FLC mode with the autopilot engaged, speed is controlled by airplane pitch attitude changes, referred to as "speed on pitch." Speed brake deployment in the FLC mode will not slow the airplane speed, rather, deployment results in an increased rate of descent to maintain the target airspeed. Therefore, in the FLC mode, when the speedbrakes are deployed, the autopilot will not attempt to slow the airplane; it will command a nose down elevator to maintain speed.
>
> In analyzing the elevator position data during speedbrake deployment, there are two reasons for the commanded nose down elevator. The autopilot inner loop will attempt to counter the normal nose up pitching moment due to the aerodynamic changes in the wing and changes in the downwash on the tail. Secondly, the autopilot outer loop will command a nose down elevator to maintain speed. During the timeframe of speedbrake extension, data indicates that the filtered FCC-airspeed did not keep up with the actual CAS in the decreasing tail wind condition which resulted in a speed excursion.

Also, the word "fully" in the next paragraph, last sentence, should be dropped.

Para. 3.3.1, subparagraph (3) draft report page 37. The paragraph that reads, "Assuming that the Captain adequately adjusted the V/S wheel..." tends toward speculation rather than the engineering facts associated with FCC design logic for engaging the V/S mode. Lacking factual explanation, it is appropriate to delete this paragraph. Note then, the related safety recommendation regarding a design review of the AP system in FLC to changeover to V/S mode is not supported and should be deleted.

Russ

Para.4, CAUSES, subparagraph (1), draft report page 45. The sentence that reads, "Thus, the AP system (FCC-airspeed) had a time lag in converging the airspeed on the selected target airspeed." should have the following words added for clarity, "...with wind rates in excess of 1.1 knots per second.

Para.4, CAUSES, draft report page 45, last item which reads "(2) A lack of pilot education and training by using the simulator." It would be beneficial to continue the sentence as follows, "...regarding inappropriate AP disconnect and control of pitch oscillations using excess pitch control forces."

Para. 6, Safety Recommendations. With reference to ICAO Annex 13, para. 7.5, Safety Recommendations, Dispatch, if you wish, please feel free to address the JAAIC recommendations to the U.S. National Transportation Safety Board. Both the NTSB and the FAA have extensive recommendation tracking systems.

As a general note, FAA participants suggested that I convey to you, for clarity, that the manufacturer's FCOM is accepted - but not approved - by the FAA. The only manual approved by the FAA is the AFM (Airplane Flight Manual). It is expected that state civil regulatory authorities will exercise oversight over their airline's operating manuals, using the manufacturer's FCOM as a guide, but perhaps requiring airlines to develop company specific operating manuals.

Again, please allow me to thank the JAAIC for the in-depth, participative way in which you and your staff have conducted the investigation. Your promotion of fastening seat belts at all times is very commendable. Your total efforts have made a major contribution to aviation safety in the future.

With best regards,

Robert M. MacIntosh
U.S. Accredited Representative, JAL 706